

Titre: Etude analytique d'interface dynamique aéronef-navire
Title:

Auteur: Bernard Ferrier
Author:

Date: 1997

Type: Mémoire ou thèse / Dissertation or Thesis

Référence: Ferrier, B. (1997). Etude analytique d'interface dynamique aéronef-navire [Ph.D. thesis, École Polytechnique de Montréal]. PolyPublie.
Citation: <https://publications.polymtl.ca/6806/>

 **Document en libre accès dans PolyPublie**
Open Access document in PolyPublie

URL de PolyPublie: <https://publications.polymtl.ca/6806/>
PolyPublie URL:

**Directeurs de
recherche:**
Advisors:

Programme: Unspecified
Program:

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉTUDE ANALYTIQUE D'INTERFACE DYNAMIQUE AÉRONEF-
NAVIRE

BERNARD FERRIER

DÉPARTEMENT DES GÉNIE CIVIL, GÉOLOGIQUE
ET DES MINES

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

THÈSE PRÉSENTÉE EN VUE DE L'OBTENTION
DU DIPLÔME DE PHILOSOPHIÆ DOCTOR (Ph.D.)
(GÉNIE CIVIL)

DÉCEMBRE 1997

© Bernard Ferrier 1997.



National Library
of Canada

Acquisitions and
Bibliographic Services

395 Wellington Street
Ottawa ON K1A 0N4
Canada

Bibliothèque nationale
du Canada

Acquisitions et
services bibliographiques

395, rue Wellington
Ottawa ON K1A 0N4
Canada

Your file Votre référence

Our file Notre référence

The author has granted a non-exclusive licence allowing the National Library of Canada to reproduce, loan, distribute or sell copies of this thesis in microform, paper or electronic formats.

The author retains ownership of the copyright in this thesis. Neither the thesis nor substantial extracts from it may be printed or otherwise reproduced without the author's permission.

L'auteur a accordé une licence non exclusive permettant à la Bibliothèque nationale du Canada de reproduire, prêter, distribuer ou vendre des copies de cette thèse sous la forme de microfiche/film, de reproduction sur papier ou sur format électronique.

L'auteur conserve la propriété du droit d'auteur qui protège cette thèse. Ni la thèse ni des extraits substantiels de celle-ci ne doivent être imprimés ou autrement reproduits sans son autorisation.

0-612-33001-X

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Cette thèse intitulée :

ÉTUDE ANALYTIQUE D'INTERFACE DYNAMIQUE AÉRONEF-
NAVIRE

présenté par : FERRIER, Bernard

en vue de l'obtention du diplôme de : Philosophiæ Doctor

a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de :

M. PRUD'HOMME Michel, Ph.D. président

M. KAHAWITA René, Ph.D., membre et directeur de recherche

M. MARCHE, Claude Ph.D., membre

M. SVODODA Jaroslav, Ph.D., membre externe

DÉDICACE

Cet ouvrage représente une amélioration de la sécurité d'opération aérienne-maritime de l'avenir. J'ai dédié ce travail à ma sécurité et à mon avenir - mon fils Xavier et ma femme Sophie.

SOMMAIRE

Ce rapport présente une approche pour résoudre en temps réels des problèmes d'interface dynamique aéronef-navire basés sur les données de mouvement du navire modifiées par les limites de stabilités d'hélicoptère. En pratique, l'Indicateur des périodes d'appontage (IPA) identifie les périodes de calme du pont en employant une échelle d'énergie dite index d'énergie. L'index d'énergie est un scalaire empirique qui quantifie le mouvement global du pont, par l'agrégation de ses divers degrés de libertés en fonction des limites mécaniques et dynamiques de l'aéronef. L'index emploie huit paramètres et huit coefficients représentant la quantification de l'interface du mouvement de navire et les limites de l'aéronef. Les coefficients relatifs sont établis entre les degrés de libertés et leurs dérivées. Les rapports entre les degrés de libertés couplés sont établis. Les résultats sont filtrés par les limites de l'aéronef.

Un plan de test a été conçu en 3 phases. Le but de la première phase est de démontrer l'épreuve du concept. Lors de la deuxième phase, un prototype est développé. La troisième phase du programme de développement est l'assemblage d'un système à grande échelle pour l'intégration et les tests à bord des navires. La première phase a été partagée en simulation, assemblage et test d'un système pré-prototypé de l'IPA. Cet ouvrage traite surtout du programme de la phase 1.

Le programme de test de simulation est basé sur trois hypothèses portant sur la fiabilité de l'index d'énergie. L'index d'énergie doit distinguer entre les divers modèles d'aéronefs pour les mêmes états de mer et les navires. Le temps de montée doit toujours respecter un délai de temps déterminé. Les caractéristiques de l'index utilisant les données simulées sont semblables aux résultats utilisant les données réelles. Selon les résultats du programme de simulation, plus les contraintes de l'hélicoptère sont sévères, plus la valeur de l'index d'énergie est élevée.

Le temps de montée a varié entre 4 à 5.5 secondes dépendant de la plate-forme (ou type du navire). Avec plus de 6, 200 exécutions de la simulation de l'IPA, le temps de montée a toujours respecté un délai déterminé par les caractéristiques de la plate-forme et les limites opérationnelles de l'aéronef. L'IPA calculé par les données simulées était comparable aux résultats de l'IPA calculés par les données réelles. Toujours dans le monde simulé, mais avec les pilotes d'hélicoptère dans la boucle, les appontages avec ou sans l'IPA ont été comparés. Pendant le jour sans l'IPA, les appontages ont duré aussi longtemps que les appontages avec l'IPA pendant la nuit. Les appontages de nuit sans l'IPA duraient 25 secondes de plus que l'appontage avec l'IPA.

L'expérimentation de l'IPA a débuté en se basant sur la forte corrélation entre la valeur de l'index d'énergie et sa signification physique. Grâce à une bourse du gouvernement américain, une boîte d'instrumentation du mouvement du navire a été assemblée et

branchée au système de conditionnement de signaux et l'ordinateur de l'IPA afin de réaliser les premiers tests en mer. L'IPA a été testé à bord de trois frégates (USA et Allemagne). Les résultats montrent que les temps de montée enregistrés pendant les voyages ont toujours respecté le délai minimum calculé pour chaque navire. Les temps de montée provoqués par un déplacement créé par le navire lui-même (eg: stabilisateurs hors-phase) sont caractérisés par un temps de montée inférieur au temps de montée provoqué par des forces naturelles hydrodynamiques. D'autres tests en mer utilisant un système de prototype de test de la phase 2 et un système de grande échelle de la phase 3, ont montré les mêmes effets enregistrés jusqu'à ici. Les derniers tests ont été réalisés pendant une tempête ayant un état de mer 8. De plus, avec les hélicoptères dans la boucle, les pilotes ont trouvé le système utile comme indicateur du mouvement du navire relatif à l'aéronef. Surtout dans une mer agitée, les opérateurs ont trouvé l'IPA très utile pour l'identification des meilleurs moments pour les appontages sécuritaires.

ABSTRACT

This report introduces an approach for the solution of real-time aircraft/ship dynamic interface problems using ship motion filtered by helicopter stability limits. The Landing Period Designator (LPD) calculates quiescent periods using the Energy Index scale. The Energy Index is an empirical scalar quantity developed by the product of ship motion calculated as a function of helicopter mechanical and dynamics limits. The Index uses 8 parameters and 8 coefficients which quantifies the relationship between ship motion and aircraft limits. The coefficients are calculated in three steps. In the first, the individual degrees-of-freedom are analyzed. The second the relationship between the degree-of-freedom derivatives and the coupled degree-of-freedom are established. Finally, the coefficients are filtered by aircraft operational limits.

A test plan was developed in three phases. The purpose of the first phase was to demonstrate the proof-of-concept. During the second phase, a prototype was developed and tested without the pilot in the loop at-sea. In the third phase, a full-scale system was developed and tested with the pilot in the loop at-sea. The first phase was composed of simulation, assembly and test of a pre-prototype system. This report concentrates on this phase.

The simulation test program was based on three hypothesis regarding the reliability of the energy index. The energy index must distinguish between various helicopter models for the same sea and ship conditions. The rise-time must always respect an inertial delay

between excitation and ship displacement. Finally, the characteristics of the index using synthetic (simulated) time history must resemble a similar result using recorded time histories (for similar conditions). A basic result of this test program shows the relationship that the more constrained the helicopter stability limits, the higher are the energy index values.

Aircraft-ship rise-times vary, depending the ship characteristics, between 4 to 5.5 seconds (corvette to destroyer class ships). With more than 6,200 simulation runs of the LPD, the rise-time delays were always respected. The LPD calculated with simulated data always resembled similar conditions calculated with recorded ship motion data. A phase 2 simulation activity used a aircraft simulator with a pilot in the loop. Shipboard recoveries were compared with and without the LPD. Recoveries during the day without the LPD took longer to accomplish than similar conditions during the night with the LPD. Night-time recoveries without the LPD took greater than 25 seconds longer than recoveries with the LPD.

A strong correlation between the LPD value and its physical significance was established early in phase 1. This prompted the US Government to award a grant for the assembly of a ship motion instrumentation system which was connected to the LPD through a signal conditioning unit. The US Government furnished the means by which the pre-prototype system could be tested at-sea. By the end of phase one, the pre-prototype system was tested on three frigates

(US and German) at-sea. The results demonstrate that the rise-time delays were always within the minimum calculated for the class of ship. The rise-times were, however, sensitive to ship displacements produced by the ship which altered its normal hydrodynamic responses. Example of depressed rise-time was apparently created by the fin stabilators when they were activated out-of-phase.

End phase 2 and beginning phase 3 continued to show similar results as documented earlier. Full scale trials (phase 3), operated the system to sea state 8 (Hurricane Lill) on-board HMS Marlborough of the Royal Navy (UK). The results demonstrated reliability of the energy index even in the worst case conditions. Pilot-in-the-loop evaluations and instrumented helicopter/deck results invariably evaluated LPD green as level and safe deck for helicopter recovery.

REMERCIEMENTS

La réalisation de cet ouvrage (surtout dans le cadre de la phase de tests de l'IPA), a demandé l'assistance et l'appui de plusieurs scientifiques de formations différentes venant de divers organisations et agences à travers le monde. Tout d'abord, l'acceptation et le soutien du Dr. René Kahawita m'a encouragé à approcher ces diverses organisations. À Canadair, nous voulons remercier M. Ian Moody (Directeur d'ingénierie), et M. Jean Girard, Vice-président (Division Systèmes de défense) pour leur appui pendant le développement et les preuves de l'IPA. À partir de la phase de tests, le succès du projet a été réalisé grâce aux bons services de: Maj Dave Church (DME) DND Canada, Maj Al Blair (MAG-HQ) DND Canada, Jeff Semenza (NAWC) USN USA, Terry Applebee (NSWC) USN USA, Peter J F O'Reilly (MDHC) Mesa USA, Dean Carico (NAWC) USN USA, R. Bruce Lumsden (DRA) MOD UK, Tony Manning (DRA Bedford) MOD R-U, L.Cdr Simon Tate (RN) MOD R-U, Olivier Le Bihan (DCN) DGA France, Capitain de Frégate Jean-Pierre Barbarit (DSA) DGA France, ICA Michel Borel (EMM) DGA France, A. Elbert (SG III) BWB Allemagne, Ole Budde (Seatex) Norvège, Capitaine (N) Segev (ISL) IDF Israël, Maj. Ami Raz (Tzahal) IDF Israel, et Dr. Neil Gilbert (ARML) DSTO Australie. Cet ouvrage n'aurait pas vu le jour sans leur action énergique et enthousiaste.

TABLE DES MATIÈRES

	<u>PAGE</u>
Dédicace.....	iv
Sommaire.....	v
<i>Abstract</i>	viii
Remerciements.....	xi
Table des matières.....	xii
Liste des figures.....	xv
Liste des tableaux.....	xvii
Liste des annexes.....	xix
 INTRODUCTION	 01
 CHAPITRE 1-INTERFACE DYNAMIQUE AÉRONEF-NAVIRE..	 06
1.1 Comparaison entre l'interface dynamique expérimentale et l'interface dynamique analytique.....	 06
1.2 Exemples des applications de l'interface dynamique analytique.....	 13
1.2.1 Calcul d'enveloppes opérationnelles.....	13
 CHAPITRE 2- LE DÉVELOPPEMENT DE L'IPA, EXERCICE EMPIRIQUE	 20
2.0 L'Indicateur des périodes d'appontage (IPA), les généralités.	20
2.1 Interprétation empirique de l'environnement	22
2.2 Historique de l'indicateur des périodes d'appontage.....	25
2.3 Index d'énergie.....	28
2.4 Développement des seuils.....	33

	<u>PAGE</u>
CHAPITRE 3- TESTS DE L'IPA, SIMULATION	36
3.0 Programme de tests en employant la simulation.....	36
3.1 Tests de triple hypothèse.....	37
3.2 Tests de sensibilité de l'index d'énergie.....	44
3.3 Tests de temps de montée.....	46
3.4 Comparaison de l'index calculé par les données simulées avec les données réelles.....	56
3.5 Sommaire des résultats de la phase 1.....	59
3.6 L'interface d'hélicoptère Merlin et la frégate de Type 23 décrit par l'IPA, les exercices dans le simulateur de pilotage au R-U.....	61
3.6.1 Étude analytique.....	62
3.6.2 Étude expérimentale.....	68
3.6.2.1 Les tests avec pilotes et la mission.....	69
3.6.2.2 Les résultats.....	73
CHAPITRE 4- TESTS DE L'IPA, EXPÉRIMENTATION	78
4.0 Programme de tests par expérimentation en mer: Introduction.....	78
4.1 La conception de l'IPA, logiciel.....	79
4.2 La conception de l'IPA, matériel.....	83
4.3 Les tests du système, laboratoire.....	86
4.4 Les tests dy système, en mer.....	90
CHAPITRE 5- LES OPPORTUNITÉS DE DÉVELOPPEMENT DE L'IPA ET RÉSUMÉ	107
5.0 Indicateur du meilleur cap du mouvement du navire	107
5.1 Indicateur du meilleur cap en temps réels.....	109
5.2 Sommaire et observations.....	117
CONCLUSION	127

	<u>PAGE</u>
Recommendations.....	129
Bibliographie.....	131
Annexes.	137

LISTE DES FIGURES

<u>titre</u>	<u>page</u>
1.1 Organigramme d'interface dynamique appliquée.....	04
1.2 Graphique polaire décrivant des limites opérationnelles	18
2.1 Standard de seuil de l'index d'énergie.....	22
3.1 Organigramme de calcul SMS-IPA	39
3.2 Exemple de tests de sensibilité de l'IPA	45
3.3 Exemple de la comparaison temporelle entre les pics de l'index d'énergie et les pics des degrés-de-liberté.....	47
3.4 Exemple de temps de montée SEAKING x FFG (USN).....	50
3.5 Exemple de temps de montée CL227 x FFG (USN).....	50
3.6 Exemple de temps de montée SEAKING x FFG (USN).....	51
3.7 Exemple de temps de montée CL227 x FFG (USN).....	51
3.8 Exemple de temps de montée Dolphin x WHEC378USCG ..	52
3.9 Exemple de temps de montée NH90 x FLF710(France).....	52
3.10 Exemple de temps de montée Lynx x F122(Allemagne).....	53
3.11 Exemple de temps de montée EH101 x HORIZON.....	53
3.12 Exemple de temps de montée SEAKING x FFH (Canada)..	54
3.13 Vitesse angulaire en tangage.....	57
3.14 Vitesse angulaire en roulis.....	58
3.15 Disponibilité du pont en fonction des hauteurs significatives de la mer.....	60
3.16 Disponibilité de la piste en fonction de cap du navire.....	67
3.17 L'IPA incorporé dans la barre d'horizon à bord la frégate de Type 23.....	68
3.18 L'approche typique des hélicoptères dans la flotte royale...	73
3.19 Évaluation des performances de pilotage; jour et nuit.....	75
3.20 L'appontage depuis un point de cheminement à la cible....	76
4.1 Organigramme du système de l'IPA	80
4.2 Organigramme du logiciel de l'IPA.....	81
4.3 Organigramme du traitement des données.....	83
4.4 Organigramme du système de matériels	84
4.5 Boîte d'instrumentation du système de l'IPA.....	85

LISTE DES FIGURES

<u>titre</u>	<u>page</u>
4.6 Extrait de données du fonctionnement de l'IPA.....	93
4.7 Extrait de données du fonctionnement de l'IPA.....	93
4.8 Extrait de données du fonctionnement de l'IPA.....	94
4.9 Extrait de données du fonctionnement de l'IPA.....	94
4.10 Extrait de données du fonctionnement de l'IPA.....	95
4.11 Extrait de données du fonctionnement de l'IPA.....	95
4.12 Extrait de données du fonctionnement de l'IPA: le temps de montée.....	96
4.13 L'installation de l'IPA à bord de la frégate allemande.....	98
4.14 Le banc d'essai de l'IPA à bord du FRG EMDEN.....	100
4.15 L'intégration de l'IPA dans la barre d'horizon.....	100
4.16 Temps de montée pendant le voyage du EMDEN.....	102
4.17 Temps de montée pendant le voyage du EMDEN.....	102
4.18 Temps de montée pendant le voyage du EMDEN.....	103
4.19 Temps de montée pendant le voyage du EMDEN.....	103
4.20 Temps de montée pendant le voyage du EMDEN.....	104
4.21 Temps de montée pendant le voyage du EMDEN.....	104
5.1 Organigramme de l'Indicateur du meilleur cap du navire	107
5.2 Rondelle du meilleur cap.....	108
5.3 Organigramme du fonctionnement de l'AOG.....	110
5.4 Centre de Simulateur de pilotage.....	113
5.5 Exemple d'une scène provenant du MFS du NAWC.....	113
5.6 Exemple de rondelles du meilleur cap calculées à bord de la frégate britannique HMS Marlborough.....	116

LISTE DES TABLEAUX

<u>titre</u>	<u>page</u>
1.1 Échelle d'évaluation de décollage et d'atterrissage du pilote (Pilot Rating Scale ou PRS).....	09
1.2 Étude analytique d'interface dynamique: limites d'analyse.....	12
1.3 Sommaire des calculs de la simulation du mouvement du navire.....	15
1.4 Matrice de tests et d'analyses possibles pour le développement d'enveloppes de manutention sur le pont du navire.....	17
2.1 Définition des zones de sécurité de l'IPA.....	32
2.2 Limites du mouvement de navire par hélicoptère et pays.	34
3.1 Matrice de test pour le développement de données du mouvement du navire pour le programme de test de l'IPA.....	40
3.2 Les dimensions de la FFG des États-Unis	41
3.3 Caractéristiques physiques des CH124 et EH101.....	41
3.4 Définition de l'hélicoptère EH101 de la Royal Navy	42
Définition de l'hélicoptère EH101 (suite).....	43
3.5 Sommaire des temps de montée: données simulées EH101 x HORIZON (F/GB/I).....	55
3.6 Les fichiers de données enregistrées du mouvement de la frégate de Type 23.....	63
3.7 Le sommaire des incidents de temps de montée.....	64
3.8 Sommaire des statistiques des réponses de l'index d'énergie.....	66
3.9 Questionnaire de qualité de pilotage; après-mission.....	72
4.1 Test de l'IPA et des conditions de test (USN).....	87
4.2 Test de l'IPA et des conditions de test (suite).....	88
4.3 Comparaison entre les historiques du mouvement du navire enregistrés et simulés (FFG22).....	89
4.4 Extrait du Journal de bord de l'IPA.....	92

LISTE DES TABLEAUX

<u>titre</u>	<u>page</u>
4.5 Les fichiers d'enregistrements faits à bord du EMDEN	101
4.6 Disponibilité de la piste en fonction de hauteur significative de la mer	105
5.1 Liste des navires présentement disponibles pour le SMS...	115

LISTE DES ANNEXES

Annexe A: La théorie de l'Interface dynamique aéronef-navire
en bref

Annexe B: Description SMP93 de la frégate FFG37

Annexe C: Extrait de fichier sortant de l'IPA

Annexe D: Échantillons de réponses de pilotes

Annexe E: Sélection d'articles publiés portant sur l'IPA

INTRODUCTION

Malgré la fin des conflits entre l'ouest et l'est par la dissolution de l'U.R.S.S., la nécessité de surveillance des activités d'exploitation des eaux près de nos côtes est toujours présente. Cette nécessité couplée à un désir d'améliorer les techniques de transport maritime ainsi que les techniques d'exploitation des ressources maritimes a suscité une réponse de la part des puissances maritimes par une augmentation des activités de constructions navales. À l'exception des États-Unis et de la France (qui ont encore des programmes impressionnants de lancement de porte-avions et de croiseurs) les activités de construction navale sont limitées aux petits bateaux rapides de patrouille. Il s'agit des frégates et des classes de bateaux encore plus petits. Un paradoxe existe entre la disparition des grands bateaux et comment permettre à la marine nationale de jouer un rôle majeur dans la surveillance des eaux et dans la politique mondiale. Il s'agit alors d'utiliser un mélange d'équipements tel que des hélicoptères, des véhicules télécommandés, etc. C'est une vue ambitieuse mais réaliste qui demande à l'utilisateur d'adapter intelligemment ses activités en suivant les contraintes imposées par l'utilisation de petits bateaux afin de réussir ses objectifs nationaux. L'interface dynamique est formée d'études qui décrivent les contraintes imposées par l'environnement maritime à un aéronef associé à un petit navire.

Les opérations d'hélicoptères à bord de bateaux autres que les porte-avions sont limitées, en général, par des vents et de la houle. Ces deux facteurs sont la cause principale du mouvement irrégulier de la coque, mouvement à six degrés de liberté dont plusieurs peuvent être couplés. Sur le pont, il en résulte un écoulement extrême de l'air provoqué par des gradients de vitesse violents (rafales) et par la turbulence atmosphérique. Ces conditions climatiques maritimes sont à l'origine des contraintes opérationnelles et des facteurs de base des études de l'interface dynamique aéronef-navire.

Ces conditions environnementales peuvent imposer des limites opérationnelles importantes. La possibilité d'opérations d'hélicoptères maritimes à bord d'un navire de 122 m en Mer du Nord, par exemple, est limitée à 25% pendant les mois hivernaux (Healey, J. Val. 1986). L'interface dynamique est définie comme étant l'étude des relations entre un véhicule aérien et une plate-forme en mouvement. Les études de l'interface dynamique sont menées afin de déterminer les limites de sécurité opérationnelles d'un système aéronef-navire. Les études d'interface dynamique permettent d'améliorer la flexibilité des opérations aériennes et de réduire les risques dus aux contraintes opérationnelles (Istchenko, Maj. W.O. et Bossé, Capt. J.M. 1989). Les études d'interface dynamique aéronef-navire couvrent, par exemple, les analyses des enveloppes de décollage, l'atterrissage, la manoeuvrabilité, l'engagement et le désengagement des rotors.

Depuis le début des essais des opérations aériennes maritimes, pendant la deuxième guerre mondiale, les problèmes du système aéronef-navire sont étudiés et analysés par les grandes puissances afin de mieux comprendre les limites des opérations à bord des bateaux. La tâche est considérable, les conditions dynamiques interviennent, l'identification exacte des paramètres qui provoquent les mouvements devient difficile ou impossible. Afin de décrire l'environnement des opérations aéronef-navire des méthodologies empiriques, expérimentales et fréquentielles sont utilisées. Bien que les mathématiques ne peuvent exprimer la réalité avec exactitude, le but de l'étude d'interface dynamique est de déterminer les limites opérationnelles sécuritaires d'un aéronef à bord d'un navire. Ces analyses permettent aussi d'apporter des améliorations au système aéronef-navire afin d'augmenter les opérations aériennes maritimes.

La flexibilité tactique d'un tel système est déterminée par une formule complexe qui représente l'environnement maritime et la sensibilité de l'aéronef et du navire. L'organigramme de la figure 1.1 illustre la complexité de l'équation de l'interface dynamique. La technologie actuelle ne permet pas de résoudre directement cette équation.

Lors des études d'interface dynamique, les effets environnementaux sont réduits afin de simplifier les calculs; les changements radicaux de l'environnement ne peuvent être simulés. Cependant, les études d'interface dynamique permettent l'analyse de l'activité de l'aéronef ou du navire ainsi que leurs améliorations. Ceci est décrit à la figure 1.1.

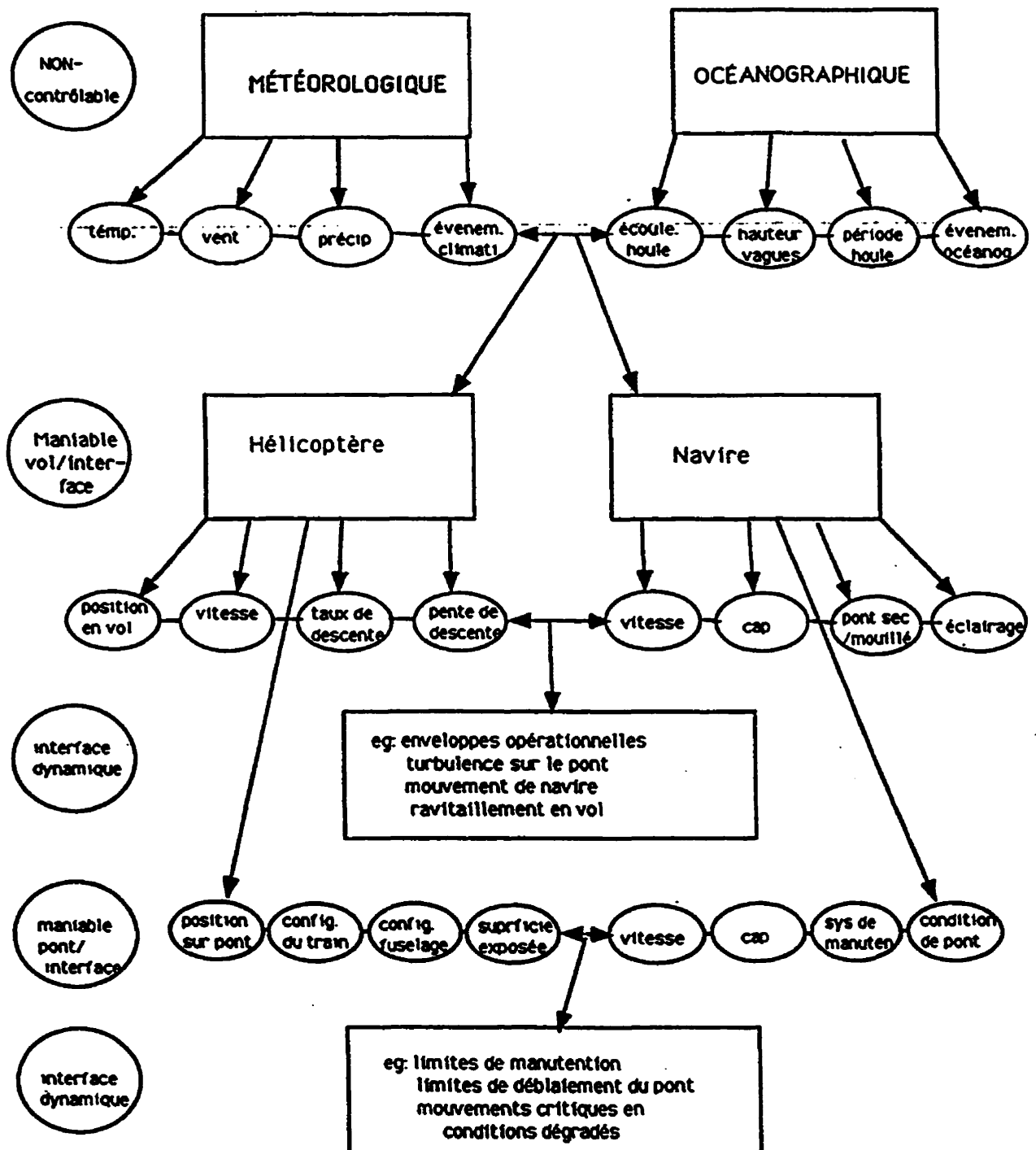


Figure 1.1 - Organigramme d'interface dynamique appliquée

Les opérations des hélicoptères à bord des navires sont principalement limitées par les vents et la houle qui sont la cause des mouvements irréguliers de la coque. La figure 1.1 indique que les problèmes liés à ces mouvements irréguliers proviennent de la conception même des navires. En effet, la configuration physique du bateau pourrait être à l'origine des instabilités dynamiques du bateau et de l'hélicoptère. L'application des résultats des études de l'interface dynamique produisent des outils pour les opérations aériennes. Le développement d'aide visuelle d'atterrissage comme l'indicateur de période d'appontage apporte une amélioration à l'opération du système aéronef-navire. Ce travail porte sur le développement et la validation d'un système d'appontage d'hélicoptère, c'est-à-dire l'indicateur des périodes d'appontage (IPA). Ce rapport est divisé en quatre chapitres. En premier lieu, la présentation de la discipline de l'interface dynamique en fonction de la formation de l'IPA est présentée. En second lieu, le développement de l'IPA est discuté à partir de sa conception comme outil d'indicateur de mouvement de plate-forme. En troisième lieu, les tests de l'IPA en employant les simulations sont exposés. Finalement, les tests effectués en mer sont discutés.

CHAPITRE 1 - INTERFACE DYNAMIQUE AÉRONEF-NAVIRE

L'indicateur des périodes d'appontage est une application des études de l'interface dynamique aéronef-navire. L'interface dynamique est définie comme étant les relations entre un véhicule aérien et une plate-forme en mouvement (Healey, J. Val. 1986). Les études de l'interface dynamique sont réalisées afin de minimiser les risques opérationnels en maximisant la flexibilité tactique d'un système aéronef-navire (Carico, D. 1988).

1.1 Comparaison entre l'interface dynamique expérimentale et l'interface dynamique analytique

Il existe essentiellement deux catégories d'études d'interface dynamique. Il s'agit de l'approche expérimentale à bord du navire et de l'approche analytique par simulation à l'aide d'un système informatique (Ferrier, B. et Semenza, J. 1990). Ces deux types d'analyse sont simultanément utilisés afin d'apporter une solution au phénomène d'interface dynamique.

L'étude expérimentale de l'interface dynamique est l'approche traditionnelle de recherche. Elle comprend, par exemple, des études de décollage et d'atterrissage, d'engagement et de désengagement des rotors, de ravitaillement en vol au-dessus du pont. Les tests de compatibilité ont pour but d'évaluer la sécurité, l'efficacité et le fonctionnement général du système aéronef. Depuis les premiers essais d'expérimentation aléatoire, l'interface

dynamique a évolué en complexité pour devenir une science. Les méthodologies et processus de test ont été standardisés par les divers laboratoires tels que le Naval Air Warfare Center Aircraft Division at Patuxent River, Maryland aux États-Unis ou le Natinaal Luchten Ruimtevaartlaboratorium (NRL) aux Pays-Bas. Ces différents laboratoires intègrent diverses approches de test dont, par exemple, l'analyse en soufflerie avec expérimentation physique à bord du bateau. Les véhicules aériens sont également équipés d'instruments servant à enregistrer plusieurs paramètres des opérations maritimes (Hoekstra, T., Fang, R. Leijnse, G. et Renirre, L. 1978).

Bien qu'il y ait plusieurs objectifs de test à bord du bateau, les travaux sont principalement orientés vers l'identification et l'expansion des enveloppes opérationnelles d'atterrissage et de décollage. La procédure de test consiste à utiliser un hélicoptère effectuant des décollages et atterrissages dans des conditions précisément définies, principalement les conditions environnementales et l'état du bateau. Par exemple, un test d'enveloppe opérationnelle comprend (Lescher, Lt. W.K. 1988):

- a.- position du pilote variée (fauteuil à droite ou à gauche).
- b- appontages sur pont libre ou à l'aide d'un système de manutention de jour ou de soir.
- c- approche d'appontage suivant une ligne directe par la poupe
- d- conditions de visibilité réduites testées
- autres: documentation des effets de gaz d'échappement sur les efforts de décollage et d'appontage.

Afin de couvrir les composantes du test décrit ci-haut, 194 appontages doivent être effectués en 29.9 heures de vol.

Chaque exercice est évalué par le pilote en employant une échelle appelée "Pilot Rating Scale" (échelle d'évaluation du pilote). C'est un jugement subjectif du pilote sur l'évaluation de la charge de travail pour l'accomplissement d'un atterrissage et d'un décollage sécuritaire (voir le tableau 1.1). Cette charge de travail est une évaluation du temps où le pilote est occupé avec des systèmes de commande et de contrôle, des qualités de vol du véhicule ainsi que de la performance générale en milieu maritime (Ferrier, B. et Semenza, J. 1990).

Les enveloppes opérationnelles sont définies pour les conditions environnementales de jour et de nuit. D'autres analyses, telle l'évaluation des équipements aéronautiques des bateaux, sont plus spécifiques, donc plus faciles à étudier (Curtis, LCdr. J. T., Lescher, Lt(N). W.K., et Long, K. 1988).

TABLEAU 1.1- Échelle d'évaluation de décollage et d'atterrissage du pilote (Pilot Rating Scale ou PRS).

Evaluation	Effort de pilotage	Définition
PRS-1	minimum	Aucun problème à accomplir une tâche
PRS-2	passable	Opération en général sécuritaire (limite normale d'opération)
PRS-3	maximum	Limite absolue pour la réussite d'un atterrissage (très dangereux pour les pilotes ayant peu d'expérience)
PRS-4	non-acceptable	Les pilotes expérimentés sont très occupés à maintenir le contrôle du véhicule

Les enveloppes de manutention sur le pont du navire sont le résultat de plusieurs études du véhicule sur le pont, dans le hangar ainsi que lors du transfert entre les deux. Les analyses des conditions du bateau (le véhicule contraint ou non-contraint) ainsi que la configuration du véhicule soit le fuselage ou la position de repliage des pales, sont faites individuellement. Les données de dégagement du pont sont obtenues lors de tests statiques (au port) et lors de tests dynamiques (en mer) avec un véhicule aérien sous différentes configurations; par exemple, le véhicule peut être vide ou plein d'essence, le rotor en position de remisage ou de vol (Hammond, Lt(N) et Duboir, J. 1986). Les analyses d'engagement et de désengagement du rotor ainsi que l'enregistrement de sillage provoqué par l'écoulement de l'air à côté de la superstructure du navire sur le pont sont réalisés par des tests en mer.

L'étude analytique de l'interface dynamique est basée sur la modélisation mathématique et la simulation informatique. Cette approche peut servir à compléter les tests en vol servant à l'identification des limites opérationnelles de n'importe quelle combinaison aéronef-navire par la simulation:

1. du mouvement du bateau;
2. du mouvement du véhicule sur le pont;
3. des conditions opérationnelles en conditions difficiles.

Les processus de l'étude analytique de l'interface dynamique consistent au traitement systématique de grandes quantités de données (O'Reilly, P.J.F. 1985). Les premiers développements dans le domaine de la simulation informatique ont porté sur la définition précise du mouvement d'un bateau à l'aide de logiciels tel "Ship Motion Program" (SMP). Ces logiciels ont permis de prédire (Meyers, W., Applebee, T., Baitis, A. E. 1981) les réponses des structures navales soumises à des mouvements de vagues (Ochi, M. et Bales, S. 1977). Les résultats d'analyse permettent de prédire les vitesses et accélérations des structures navales produites par les forces d'inertie de la houle.

Peu après la publication de la série SMP initiale, O'Reilly a publié la première version du programme d'interface dynamique aéronef-navire (O'Reilly, P.J.F. 1974). Ce projet d'analyse de fréquence est basé sur les théories de Korvin-Kroukovsky (1961), Michel St.Denis (1953), et Willard Pierson (1963). L'utilisation de l'approche d'O'Reilly a été suggérée par le NAWC en 1983 (Carico, D. et Madey, Cdr. S. 1984). Toutefois, les ressources informatiques nécessaires dépassaient les capacités limitées des ordinateurs de l'époque. Le projet a donc été annulé. Aujourd'hui, les limites des systèmes informatiques sont beaucoup moindres; en revanche les limites expérimentales sont devenues plus importantes (voir le tableau 1.2).

Le processus d'étude analytique, bien que simple en soi à résoudre, comporte des difficultés qui empêchent le remplacement complet de l'étude expérimentale. À titre d'exemple, la vérification des enveloppes opérationnelles nécessite toujours l'utilisation de tests. Cependant le processus analytique de l'étude de l'interface dynamique permet de réduire le coût et le temps requis d'analyse (Carico, D. et Medey, Cdr. S. 1984).

Tableau 1.2- Étude analytique d'interface dynamique, limites d'analyse

Limites expérimentales	Limites analytiques
Disponibilité de la combinaison aéronef-navire	Disponibilité du système informatique
Climat imprévisible	Modèle d'analyse de n'importe quelle condition climatique
État de la mer imprévisible	Modèle d'analyse de n'importe quelle condition maritime
Déplacement nécessaire	Expériences faites en laboratoire
Coûteux	Coûts fixes des équipements informatiques (coûts variables faibles)
Nécessite beaucoup de temps	Simulations en traitement par lots
Dangereux	Aucun risque pour le chercheur et les équipages

L'indicateur des périodes d'appontage est un dérivé de la Simulation du mouvement de navire (SMS) et de la simulation de l'interface dynamique aéronef-navire. Les simulations ont été conçues par le Dr Peter J. F. O'Reilly sous contrat avec l'USN pour le soutien du programme V-22 (O'Reilly, P.J.F. 1974). La philosophie de la simulation du mouvement de navire est l'application et le traitement des spectres probabilistes (spectre de la mer x les fonctions de transfert du navire) afin d'obtenir des mesures déterminantes (les historiques du mouvement de navire).

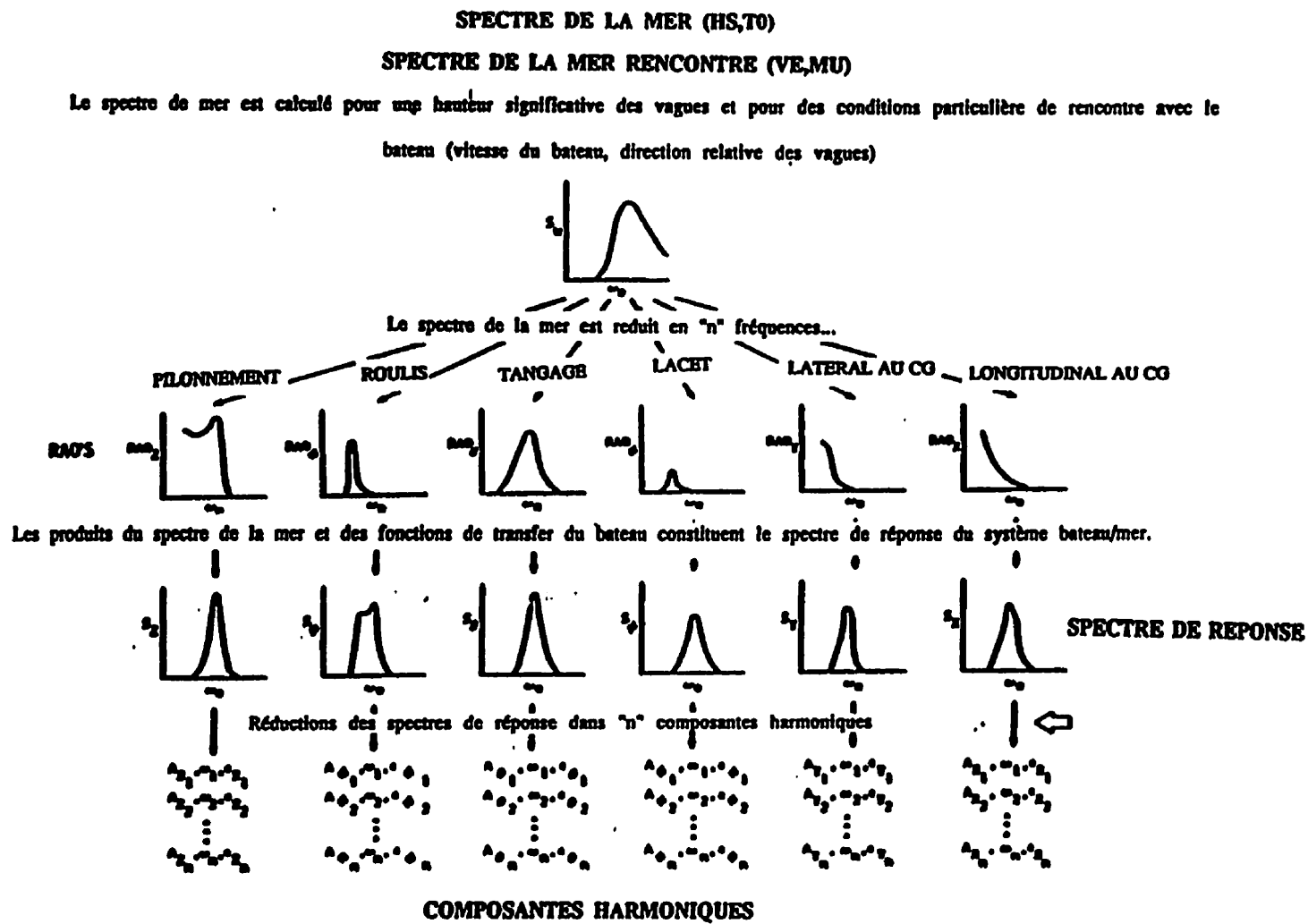
1.2.0- Exemples des applications de l'interface dynamique analytique

Avant de procéder à la formulation du modèle de l'IPA et du mouvement du navire en fonction des limites de l'hélicoptère, veuillez consulter les principes généraux présentés en annexe A. Le sommaire des calculs de la simulation du mouvement de navire est fourni en tableau 1.3. Tel qu'indiqué en annexe A, le spectre de réponse du système mer-navire est obtenu comme le produit du spectre de la mer et les fonctions de transfert décrivant le navire. La sommation de toutes des fréquences (sur temps) produit un historiques du mouvement du navire. Les applications des études de l'interface dynamique sont très nombreuses. La conception des systèmes tels que le train d'atterrissage de l'hélicoptère et le système de manutention d'hélicoptère en sont des exemples. Plus souvent, les études sont employées pour l'établissement des limites opérationnelles.

1.2.1- Calcul d'enveloppes opérationnelles

Le but principal de la simulation est la détermination des limites opérationnelles d'un véhicule aérien sur le pont. Le programme d'interface dynamique est une représentation mathématique des conditions qui déterminent la probabilité qu'a un véhicule aérien sur le pont d'un bateau en mouvement d'être disponible pour des missions. Les facteurs pouvant limiter la disponibilité sont le mouvement du bateau, la turbulence sur le pont, l'effet de sillage provoqué par l'écoulement autour de la superstructure et les conditions physiques du bateau, soit les différents obstacles ou l'état du pont. Il est possible d'identifier les enveloppes de décollage et d'atterrissage, de faire les études d'impact sur

le pont, d'efficacité des systèmes de visualisation (Indicateur de Période d'Atterrissage), d'atterrissage (RAST) et de stabilisation du bateau. Le but des études est de déterminer les enveloppes opérationnelles de manutention sur le pont du navire pour la combinaison hélicoptère-navire choisie.



Les enveloppes de manutention sur le pont du navire dites "Deck Handling" ou "Deck Security" sont le résultat des études des activités sensibles au mouvement du navire, soit par exemple, la manipulation d'un véhicule aérien sur le pont. Bien que les études peuvent porter sur n'importe quelle combinaison aéronef-navire, il sera question ici des combinaisons hélicoptère - petit navire comme les frégates et les destroyers. En simulation d'interface dynamique, une limite est définie au moment où un incident est identifié. L'incident est défini par un renversement en roulis ou en tangage de l'appareil, un glissement du train d'atterrissage sur le pont ou l'indication d'un décollage non contrôlé. Un incident peut être identifié au moment de l'atterrissage, du décollage ou du transfert de l'hélicoptère entre le hangar et l'extérieur. Les études des enveloppes de limite de manutention déterminent les limites de renversement d'un véhicule aérien, la liberté de mouvement sur le pont ainsi que les forces d'attachement sur le train d'atterrissage.

Les véhicules d'opération de type VTOL ou STOVL sont généralement utilisés par les flottes internationales pour accomplir des tâches de reconnaissance, communication, approvisionnement, attaque et défense aériennes (Westra, D et Lintern, G. 1981). Les limites opérationnelles sont l'espace restreint, l'instabilité du pont provoquée par le mouvement des vagues et l'écoulement de l'air en régime turbulent. Le tableau 1.4 présente diverses matrices de tests et d'analyses des enveloppes de manutention.

Tableau 1.4- Matrice de tests et d'analyses possibles pour le développement d'enveloppes de manutention sur le pont du navire.

Position de l'aéronef	Aéronef retenu	Aéronef non-retenu
Sur le pont	Analyse des modes de fixation	Limites opérationnelles de sécurité
Processus de transfert	Analyse du système RAST*	Bris du système RAST
Dans le hangar	Analyse des modes de fixation	Analyse des mouvements critiques en conditions difficiles

*- RAST= système de manutention automatique d'hélicoptère.

Lors de cette étude, le véhicule aérien a été programmé dans sa configuration la plus sensible au point de vue de la stabilité, mais toutefois opérationnel. Le centre de gravité est situé à une hauteur élevée et le poids du véhicule en mission est minimal. Le véhicule est libre et non restreint. Les rotors sont dépliés et libres de tourner. Le fuselage est aussi déplié, mais restreint dans une configuration de vol. L'hélicoptère est positionné au centre de la cible. Le train d'atterrissage est situé sur la ligne de centre du bateau avec un angle négatif de vingt degrés permettant une déflexion maximale.

La construction des enveloppes opérationnelles nécessite plusieurs exécutions du programme informatique de simulation. Les limites opérationnelles sont atteintes lorsqu'un incident de renversement en roulis ou tangage, une glissade ou un décollage non contrôlé est identifié. Il suffit qu'un incident ait été identifié à un seul point d'intérêt pour que l'opération soit à l'extérieur des limites acceptables.

Plusieurs méthodes de représentation graphique des résultats ont été évaluées. Les courbes utilisées sont des enveloppes traditionnelles de décollage et d'appontage modifiées pour l'interface dynamique sur le pont sans référence aux effets aérodynamiques de rotor. Selon le directeur de recherche de la division des hélicoptères du NATC, les enveloppes des limites opérationnelles de manutention sont uniques et très applicables aux systèmes de test d'interface dynamique (Carico, D. 1991. Hutchins, D. 1991). Un exemple d'enveloppe opérationnelle d'un hélicoptère à bord d'un navire est présenté à la figure 1.2. Le graphique a été tracé en fonction des paramètres décrits précédemment.

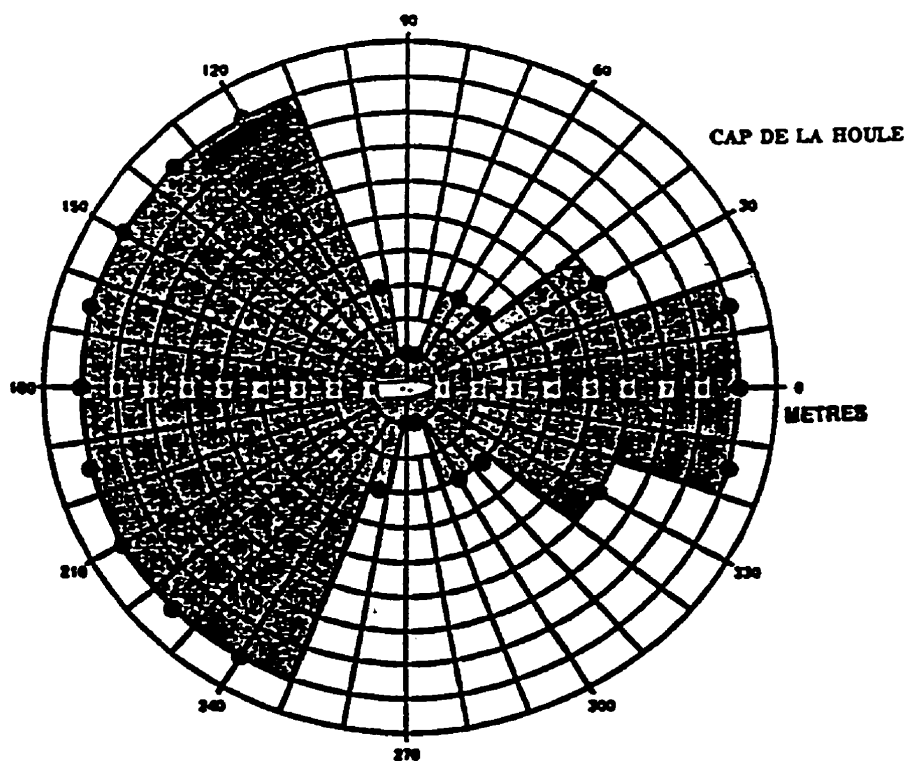


Figure 1.2- Graphique polaire décrivant des limites opérationnelles

La figure 1.2 représente les limites opérationnelles d'un aéronef sur le pont d'un navire. Le graphique est partagé en angles relatifs (en degrés) avec le navire positionné sur l'équateur du graphique orienté vers 0 degrés. Chaque cercle concentrique représente une hauteur significative de la houle qui est mesurée en mètres. La région à l'intérieur des limites opérationnelles est indiquée par le secteur coloré ou foncé.

CHAPITRE 2 - LE DÉVELOPPEMENT DE L'IPA, UN EXERCICE EMPIRIQUE

2.0- L'Indicateur des périodes d'appontage (IPA), les généralités

Un exemple d'application de la simulation de l'interface dynamique aéronef-navire est le développement d'un appareil de 'feu de trafic de circulation' qui s'appelle indicateur de période d'appontage (IPA) ou en anglais "*Landing Period Designator*" (ou LPD). L'indicateur de période d'appontage est un projet de recherche académique. L'appareil fournit l'information en temps réel des conditions du pont pour n'importe quelle condition de mer. Il a été conçu pour réduire la charge imposée au pilote du véhicule aérien pendant la procédure d'appontage. Le but de l'IPA est de fournir à tout instant, sur place et en temps réel, une indication de l'amplitude du mouvement du navire afin d'aider à accomplir sécuritairement des tâches affectées par le mouvement (e.g. appontage d'aéronef).

L'IPA identifie les périodes de tranquillité du pont en employant une échelle d'énergie dite index d'énergie. Il est calibré pour une combinaison spécifique aéronef-bateau. L'index d'énergie est présentement composé de huit termes qui représentent les degrés de liberté de mouvement qui sont calibrés par des coefficients variables. Par optimisation, ils s'ajustent en réponse au mouvement du pont.

L'échelle a été partagée en trois niveaux d'énergie: bas, moyen et haut. Le niveau d'énergie où un incident aéronef-navire va se produire s'appelle la condition rouge. Le niveau d'énergie moyen correspondant à une probabilité élevée d'un incident aéronef-navire est la condition jaune. Le dernier niveau (niveau d'énergie bas) est divisé en condition verte et condition où la situation physique ne peut changer vers le seuil rouge dans un intervalle de cinq secondes.

Le standard de seuil illustré à la figure 2.1 est une façon d'interpréter qualitativement les activités du pont pour une combinaison aéronef-navire. Les résultats sont présentés aux opérateurs: le pilote du véhicule et/ou le capitaine du navire.

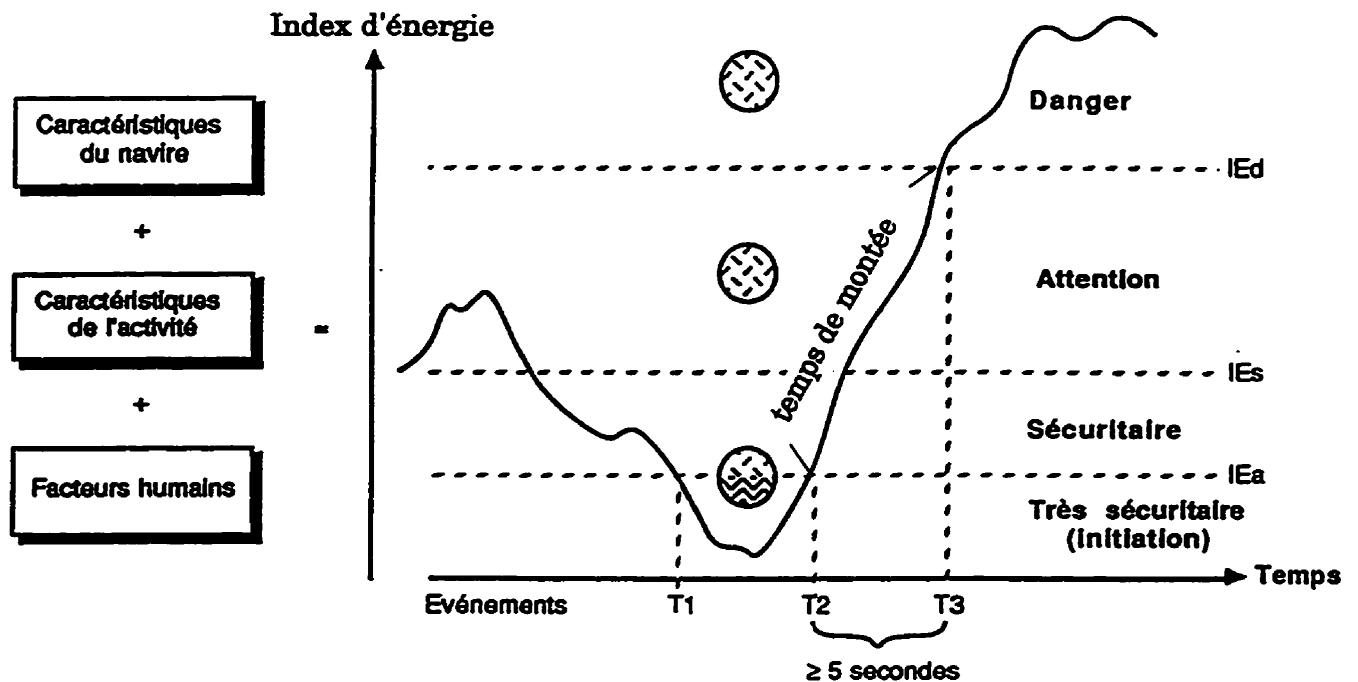


Figure 2.1- Standard de seuil de l'index d'énergie

2.1 - Interprétation empirique de l'environnement

La figure 1.1 a montré le problème global que l'IPA a besoin de résoudre. En effet, l'IPA doit fonctionner dans la couche limite entre les mondes atmosphérique et océanographique. Comme présentement conçu, l'IPA fournit à l'opérateur (pilote d'hélicoptère) une interprétation en temps réel du système global dans la couche limite manifestée par le mouvement du navire en fonction des limites mécaniques et dynamiques de l'hélicoptère. Puisque les masses d'air et la circulation océanographique se meuvent sous l'influence de facteurs et de lois

physiques suivant un modèle empirique qui est par sa nature imprécis, pourquoi ne pas développer un modèle comportant des équations précises hydrodynamiques et thermodynamiques, par exemple afin de créer une prévision numérique? La réponse est en deux parties. En premier lieu, les formulations numériques représentant les équations d'état, demandent un calcul intense qui ne peut donner une réponse en temps réel. En second lieu, la technologie de la prévision du temps, par exemple, n'est encore qu'un art très empirique (Queney, P. 1974). La description de la circulation maritime pose les mêmes problèmes. Cependant, notre intérêt se situe au niveau de la couche limite entre les deux fluides. La houle est surtout une manifestation de perte d'énergie due à la circulation de l'atmosphère frottant la surface de la mer. Cette couche est appelée la couche de mélange (Thomson, L. 1973).

La description d'un navire exposé à la couche limite décrite précédemment est traitée en annexe A. Les mouvements du navire sont essentiellement des oscillations provoquées par la transmission d'énergie venant des vagues de la mer sur la structure rigide du navire (Blagoveshchensky, S. 1982). La réponse du bateau est définie par la résistance créée par la houle lors du passage du bateau. Cette réponse est le résultat des forces, sur la coque, provoquées par des systèmes dynamiques et hydro-dynamiques provenant de la houle. En résumé, la

définition du mouvement du navire numérique provoqué par une vague irrégulière, qui est créée elle-même par la circulation atmosphérique, est obtenue par la sommation des composantes de vagues régulières définies par leur amplitude, calculées des densités spectrales, avec des phases angulaires aléatoires de distribution uniforme. Cette formulation n'a aucune application en temps réel.

La méthodologie empirique débute avec la formulation d'un modèle analogique d'un processus d'intérêt. L'IPA est un modèle analogique des processus physiques des relations entre atmosphère-océan-navire-hélicoptère. Ce modèle est utilisé pour aider à la compréhension scientifique des aspects divers de la réalité (Harvey, D. 1979). La structure des relations établies d'un modèle accepté peut former la base d'analogies pour une structure de relations moins comprises (Amedeo, D et Golledge, R. 1980). En effet, les descriptions mathématiques des mouvements du navire et ces influences sur la stabilité d'hélicoptère (Annexe A) ont fourni les structures d'analogies pour la formulation de l'IPA. Finalement, un modèle empirique (les relations analogiques) est normalement exploitable dans un domaine de conditions précises (des limites de validité). Puisque l'IPA est basé sur un modèle très complet concernant le mouvement du navire, les limites imposées sur le modèle analogique (l'IPA) sont moins restrictives. Une hypothèse avancée dans cette étude est que l'IPA est une formule applicable avec certaines modifications à tous combinaisons d'aéronef-navire.

2.2 - Histoire de l'indicateur de période d'appontage.

L'idée pour le développement d'un indicateur a commencé, comme plusieurs autres études d'interface dynamique, dans le groupe maritime formé des sociétés Bell Helicopter Textron (Ft.Worth, Texas), McDonnell Douglas Helicopter Company (Mesa, Arizona), USN Dynamic Interface Département du NATC (Patuxent River, Maryland), USN David Taylor Research Center (Washington, D.C.) ainsi que des centres d'études avancées des universités américaines UCLA et USC (Los Angeles). Le coeur de l'IPA est la formulation empirique dite "index d'énergie" qui a été conçue comme un projet d'étude à la Polytechnique et une activité passe-temps à Canadair. L'index d'énergie essaie de décrire un système dynamique et complexe. L'index décrit l'interface entre l'atmosphère et la mer via le mouvement d'une plate-forme en fonction d'un véhicule aérien. La formulation de l'index est basée sur des déplacements observés d'un véhicule exposé à certaines conditions environnementales de la même façon que des classifications météorologiques/climatologiques sont calculées (Critchfield, H. 1983). Une classification météorologique peut être calculée en fonction de la réponse de la végétation ou de l'humidité aux processus météorologiques. L'index d'énergie fourni une "prévision" de la réponse d'un véhicule aérien aux mouvements observés d'une plate-forme.

Étant donné tous les systèmes complexes traités par la question d'appontage d'un véhicule aérien, un index a été considéré comme la meilleure représentation, en temps réel, pour l'identification des périodes où les mouvements de la plate-forme sont acceptables pour l'appontage d'un véhicule aérien (Love, J., Upton, J., O'Reilly, J.F.P. 1976). L'hypothèse dominante appliquée dans la formulation de l'index porte sur le déphasage entre l'accélération et le déplacement d'une masse importante sur la mer. Le concept contient la réduction des données à six degrés-de-liberté du mouvement de navire, les limites dynamiques et mécaniques d'un véhicule aérien, et l'expérience de pilotage d'un opérateur d'un véhicule aérien à une valeur "scalar" empirique. Le calcul de l'index exploite des termes de déplacement, vitesse et accélération qui procurent une indication du mouvement du navire dans un avenir rapproché.

Un algorithme préliminaire a été identifié afin de mesurer les périodes de tranquillités dans le mouvement du navire. Cet algorithme est représenté par l'équation 2.1 (O'Reilly, J.P.F. 1983).

$$EI = (x^2 + x'^2 + y^2 + y'^2 + z^2 + z'^2)^{1/2} \quad (2.1)$$

où:

EI= index d'énergie

x - mouvement du navire longitudinal à la cible

y - mouvement du navire latéral à la cible

z - mouvement du navire vertical à la cible

La formule 2.1 a été testée à bord du navire américain USS Koelsch. Les résultats de ces tests ont démontré qu'il était possible d'identifier entre les périodes d'amplitudes de petits mouvements et les mouvements du navire en période agitée en employant un index. Deux conclusions ont été formulées suite aux tests: 1) introduire un système de coefficients-lestés relié aux limites opérationnelles d'aéronef et 2) quantifier le déphasage entre l'accélération et le déplacement modifié par le système de coefficient (Love,J., Upton., O'Reilly, J.F.P. 1976). C'est avec la deuxième conclusion que la notion de temps de montée (rise-time) ou temps nécessaire pour déplacer le navire d'une position stable à une position inacceptable pour l'appontage est apparue. L'IPA est devenu un exercice académique à la suite des premiers tests à bord du navire USS Koelsch en 1975 (LPD Mk I) et l'introduction d'un système de coefficients statiques. La définition des degrés de liberté a été proposée dans le cadre du projet LPD Mk II (1976-1984). L'algorithme a évolué pour donner:

$$EI = (s_1 y'^2 + s_2 y''^2 + s_3 z'^2 + s_4 z''^2 + s_5 \phi^2 + s_6 \phi'^2 + s_7 \theta^2 + s_8 \theta'^2)^{1/2} \quad (2.2)$$

où:

s = coefficient lesté statique représentatif de l'aéronef

ϕ = roulis du navire

θ = tangage du navire

Le développement de la présente version de l'IPA (LPD Mk III) a débuté après la création d'un groupe des systèmes maritimes à Canadair (1988) et l'entrée de l'ingénieur principal à l'École Polytechnique de Montréal (1989). Le projet reste un programme académique subventionné par le projet d'interface dynamique de la division des systèmes de défense à Canadair. Depuis 1990, une nouvelle philosophie a émergé. Les coefficients sont calculés en trois étapes: par degré-de-liberté, par degré-de-liberté couplé et par limite opérationnelle d'aéronef. En IPA Mk II, les coefficients étaient statiques. Chaque fois que le navire changeait de cap, sa vitesse ou la mer a rapidement changé son caractère et les coefficients n'étaient plus valides. Par contre, avec le nouvel algorithme les coefficients sont calculés de façon dynamique (Ferrier, B., Polvi, Lt. (N) H., Thibodeau, F. 1991). L'algorithme est présenté dans la section qui suit.

2.3- Index d'énergie

Comme indiqué précédemment, l'indicateur de période d'appontage est basé sur une échelle appelée index d'énergie. L'index d'énergie est un scalaire empirique qui quantifie le mouvement global du pont, incluant le point d'appontage, par l'agrégation de ses divers degrés-de-liberté en fonction des limites mécaniques et dynamiques de l'aéronef, du système de manutention et de l'expérience du pilote. L'index est donné par:

$$IE = A_1(\phi)^2 + A_2(\dot{\phi})^2 + A_3(\theta)^2 + A_4(\dot{\theta})^2 + A_5(\dot{V}_t)^2 + A_6(V_t)^2 + A_7(\dot{L}_t)^2 + A_8(L_t)^2 \quad (2.3)$$

où:

- ϕ = déplacement angulaire en roulis
- θ = déplacement angulaire en tangage
- V_t = mouvement vertical
- L_t = mouvement latéral

(V_t et L_t sont exprimés dans le plan de référence du navire en équilibre).

Les limites de chaque véhicule aérien sont programmées. Elles sont calculées analytiquement ou expérimentalement. Les facteurs principaux qui déterminent les limites du mouvement du pont du bateau lors de l'atterrissage sont l'intégrité structurale et la manoeuvrabilité. À titre d'exemple, la force de l'impact lors de l'atterrissage peut être non acceptable tout en maintenant l'intégrité de la structure ou bien la dispersion de l'atterrissage peut être élevée en comparaison avec la grandeur du pont du bateau ou la proximité de la superstructure.

Selon l'équation 2.3, l'index emploie huit paramètres et huit coefficients représentant l'interface du mouvement du navire et les limites de l'aéronef. Quatre degrés-de-liberté ont été identifiés comme étant les impacts les plus importants selon la stabilité de l'aéronef. Cependant, les deux autres degrés-de-liberté sont surveillés dans le cadre de limites moins importantes. Le but de la simplification du calcul est d'assurer la

fiabilité du calcul en temps réel. L'interface entre aéronef et navire est le produit du calcul des coefficients.

Le calcul des coefficients dynamiques est fait en trois étapes qui sont accomplies simultanément. En premier lieu, les coefficients relatifs sont établis entre les quatre degrés-de-libertés et leurs dérivées. Un rapport est établi entre roulis et vitesse angulaire de roulis, tangage et vitesse angulaire de tangage, vitesse latérale et accélération latérale, vitesse verticale et accélération verticale. Les rapports entre ces variables sont directement reliés à la vitesse du navire, le cap relatif de la houle, la hauteur significative de la houle et la période entre les vagues.

Eq. 2.4

$$A = \begin{bmatrix} A1 \\ A2 \\ A3 \\ A4 \\ A5 \\ A6 \\ A7 \\ A8 \end{bmatrix} = \left\{ \begin{array}{l} A11 \bullet A12 \bullet A13 \\ A21 \bullet A22 \bullet A23 \\ A31 \bullet A32 \bullet A33 \\ A41 \bullet A42 \bullet A43 \\ A51 \bullet A52 \bullet A53 \\ A61 \bullet A62 \bullet A63 \\ A71 \bullet A72 \bullet A73 \\ A81 \bullet A82 \bullet A83 \end{array} \right\}$$

En deuxième lieu, les rapports entre les degrés-de-liberté couplés sont établis. Les degrés-de-liberté couplés sont roulis et mouvement latéral et tangage et mouvement vertical. Nous définissons degrés-de-liberté couplé comme étant un mouvement complexe sans possibilité d'exister indépendamment l'un et de l'autre dans les conditions normales. Tangage et mouvement vertical existent couplés cependant ils ne sont pas souvent

en phase. Le délai de phase entre des degrés-de-liberté couplés contribue à la stabilité de l'index d'énergie. Tel que découvert pendant cette étude, le pic en tangage apparaît un moment en temps, (t), avant le pic couplé en mouvement vertical.

En troisième lieu, les limites dynamiques et structurelles de l'aéronef sont introduites. Le produit des éléments (équation 2.4) A_{11} , A_{23} , etc. crée les coefficients de l'index d'énergie en temps réel. Lorsque les coefficients sont calculés, la valeur de l'index d'énergie est en suite déterminée et comparée au seuil établi pour l'activité.

L'interprétation de la quantité scalaire de l'index d'énergie fait l'objet de beaucoup d'études. La valeur absolue de l'index d'énergie doit correspondre à une condition physique réelle et à une combinaison aéronef-navire spécifique. Pour plus de simplicité, l'échelle de l'index d'énergie a été divisée en quatre zones de sécurité s'apparentant à l'échelle américaine de difficulté de pilotage ou "pilot rating scale" (Ferrier, B., Semenza, J. 1990). La définition de chaque zone de sécurité du pont est déterminée par l'utilisateur. La définition de chaque zone de sécurité est indiquée dans le tableau 2.1 .

Tableau 2.1 - Définition des zones de sécurité de l'IPA

COULEUR	INDICATION
VERT CLIGNOTANT	Très sécuritaire, pont tranquille pendant au moins cinq secondes (FFG-USN)
VERT	Sécuritaire, petites accélérations détectées
JAUNE	Attention, le niveau d'énergie est élevé, le pont est en mouvement limité.
ROUGE	Danger, le niveau d'énergie est très élevé, le pont est en mouvement au-delà des limites acceptables pour le véhicule aérien.

La valeur de l'index d'énergie est en corrélation avec le niveau des énergies cinétique et potentielle retenu par le navire. Lorsque la valeur de l'index est faible (petite), le navire est stable et le mouvement du navire est également petit. Lorsque la valeur est inférieure au seuil de danger, le mouvement du navire est acceptable pour l'appontage d'hélicoptère. Le navire ne peut passer d'une position stable à une condition dangereuse que par l'introduction d'une quantité très importante d'énergie en provenance de la houle. Le délai en temps de l'introduction d'énergie venant de la

houle au niveau du navire est expérimentalement calculé. Pour la masse d'un navire de la classe du FFG Oliver Hazard Perry, le temps de montée est de 40 minutes.

2.4- Développement des seuils

Les seuils représentant les diverses formes de disponibilité de la piste (ou sécurité) pour un système d'aéronef-navire sont directement reliés à la combinaison des caractéristiques du navire (mesurées), des limites dynamiques et mécaniques de l'aéronef (définies), des facteurs humains (expérience du pilote) et du temps de montée minimum entre les lignes du vert clignotant (très sécuritaire) et du rouge (danger). Les limites de l'aéronef sont identifiées par mesures ou par calculs (voir le tableau 2.2). Les caractéristiques du navire sont mesurées en temps réel par instrumentation. La démarcation entre ligne de danger et ligne très sécuritaire est faite grâce à l'expérience de plusieurs cas de simulation puis complétée en mer. Les paramètres d'impact les plus importants physiquement sont la masse et la configuration du navire. Le temps de montée est typiquement d'environ cinq secondes pour la masse et la configuration d'un navire de classe Oliver Hazard Perry (FFG) de la flotte américaine. Avec l'application de la ligne rouge un peu plus haute que la position minimale (cinq secondes), il est possible de s'ajuster selon l'expérience du pilote. C'est-à-dire, la ligne rouge est tracée plus libéralement pour un pilote expérimenté (a besoin de moins de

temps pour apponter) qu'avec un pilote débutant qui a besoin de plus de marge de sécurité.

**Tableau 2.2. Limites du mouvement de navire
par hélicoptère et pays.**

Limite par DDL	SEAKING (Canada)	SEAKING (États-Unis)
roulis	10 degrés	15 degrés
tangage	02 degrés	03 degrés
Y'	01 pi/sec	1 pi/sec
Z'	08 pi/sec	08 pi/sec

Une limite est définie par l'impact que ce mouvement du navire peut apporter sur l'intégrité structurale ou la réponse dynamique de l'hélicoptère. Si une condition du mouvement de navire est supérieure à une spécification opérationnelle, une limite est identifiée. La somme de ces limites donne la position de la ligne rouge qui est tracée sur l'échelle de l'index d'énergie.

Toutes les valeurs de l'index d'énergie inférieures à la ligne rouge (en-dessous de la ligne) représentent des conditions de la combinaison aéronef-navire acceptables à l'appontage. La ligne rouge est absolue. L'appontage au feu rouge expose l'hélicoptère à des mouvements supérieurs aux limites acceptables pour l'hélicoptère et peut provoquer un incident soit mécanique (surchargement d'amortisseur) ou dynamique

(renversement). La ligne est donc tracée à plusieurs échelons inférieurs à la position absolue. Cette mesure conservatrice est dictée par la prudence.

Lorsque le feu est autre que rouge, la piste est disponible pour un appontage. Afin de profiter des contraintes physiques du mouvement de navire, un opérateur doit attendre le feu vert clignotant. Physiquement, l'énergie potentielle transférée de la houle à la structure du navire est insuffisante pour placer le navire dans une position dangereuse sans un certain délai (le temps de montée ou le temps de tombée). Le programme de test utilisé pour la validation des hypothèses de l'index d'énergie est présenté dans le chapitre suivant.

CHAPITRE 3 - TESTS DE L'IPA, SIMULATION

3.0- Programme de tests en employant la simulation

Un plan de test et de développement a été proposé en 1992. Le plan a été conçu en trois phases de tests et de développement. Lors de la première phase, le but est de démontrer le concept. Les activités principales sont la programmation, l'assemblage et le test d'un système pré-prototype de l'IPA. Un projet de démonstration a été proposé afin de montrer que la théorie de l'index d'énergie est faisable et qu'un système fonctionnel en temps-réel est utilisable.

Avec la phase deux, un prototype est développé. L'assemblage de deux bancs d'essai du système de l'IPA a été proposé. Un système sera consacré aux tests à bord des navires pendant que l'autre système sera le système de référence gardé en laboratoire. Chaque système sera composé d'un système informatique personnel, une boîte d'instrumentation pour la mesure du mouvement de navire, et des périphériques comme un indicateur lumineux. La troisième phase du programme de développement est l'assemblage d'un système à grande échelle pour l'intégration à bord des navires. Normalement l'indicateur lumineux sera intégré dans le système de visualisation existant (la barre d'horizon) qui est attaché à la face du hangar. Ce rapport présente les résultats de la première phase du programme.

3.1- Test de triple hypothèse

Les activités principales de la première phase du programme de test et de développement ont été la calibration de l'index d'énergie, la conception et l'assemblage d'un système portatif de l'IPA et les tests en mer à bord de navires du système portatif.

La calibration de l'IPA a été réalisée par les données du mouvement de navire simulées et les données enregistrées. Le programme de tests de simulation est basé sur trois hypothèses portant sur la fiabilité pour l'index d'énergie d'interpréter la condition du mouvement de navire en fonction de l'aéronef.

- 1.- L'index d'énergie doit être assez sensible pour distinguer entre les aéronefs employés pour les mêmes états de mer et navires.
- 2.- Le temps de montée (entre la zone de sécurité de pont tranquille et la zone de sécurité de pont dangereux) doit toujours respecter un délai de temps déterminé ($\Delta t \geq 3,4,5, +$ secondes) dépendant des caractéristiques du navire.

3.- Les résultats de l'index d'énergie utilisant les données simulées sont semblables aux résultats de l'index d'énergie utilisant les données réelles.

Les données utilisées pendant le programme de tests ont été créées par la simulation du mouvement de navire ou "SMS" (voir annexe A) pour les données simulées, enregistrées par une boîte d'instrumentation "SMP" pour les données réelles, et une table de cadence ou "rate table" pour les données imaginaires. La première partie a utilisé les données simulées selon une matrice de test. La figure 3.1 montre l'organigramme des calculs. Le tableau 3.1 fournit la matrice de tests. Les modèles principaux employés pendant le programme de tests ont été la frégate FFG 37 de la flotte américaine (voir le tableau 3.2 pour un sommaire et l'annexe B pour la description détaillée du SMP93) et les hélicoptères SEAKING qui sont désignés H-3 aux États-Unis et CH-124 au Canada , le Merlin ou EH-101 (voir le tableau 3.3 et 3.4) et le CL-227 véhicule télécommandé.

Selon la matrice de tests, plus de 600 exécutions des programmes SMS-IPA ont été effectuées ce qui a généré plus de 2000 scénarios environnementaux (Muntigl, J. et Ferrier, B. 1992) qui représentent des états de mer entre la mer calme (mer 1 sur l'échelle de l'état de mer) jusqu'à la mer 7 (très agitée). Chaque test de l'hypothèse a été évalué afin de trouver les conditions environnementales non-supportées par la théorie de l'index d'énergie. Les résultats sont discutés dans les sections qui suivent.

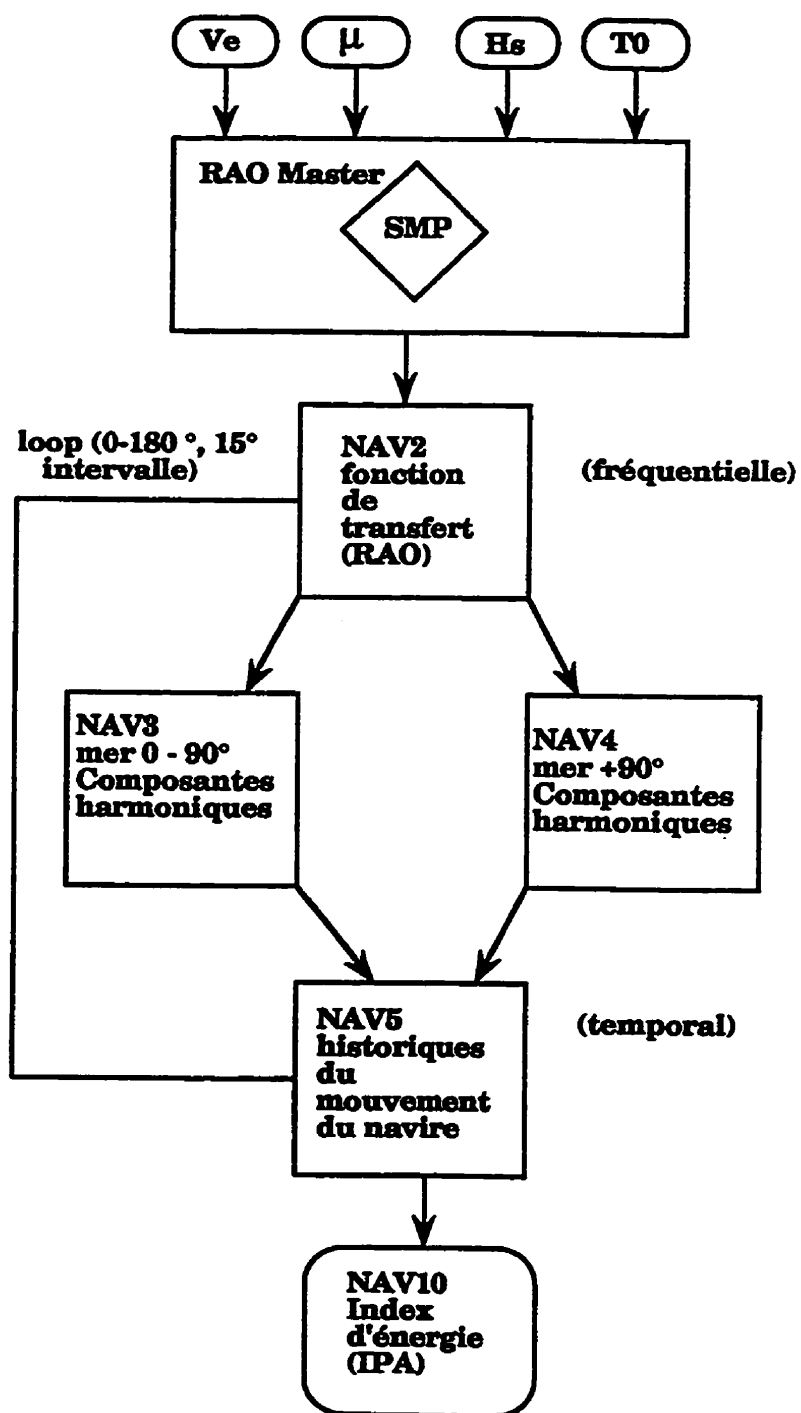


Figure 3.1- Organigramme de calcul SMS-IPA

Tableau 3.1- Matrice de test pour le développement de données du mouvement du navire pour le programme de test de l'IPA

Paramètres	Limites	Unités
Vitesse du navire	05, 10, 15, 20, 25	noeuds
Direction de la houle	0 - 180 à chaque 15°	degré
Hauteur significative	(vagues à) 1, 3, 6, 9	mètre
Échelle état de la mer	3, 4, 5, 6, 7	
Périodes	5, 9, 11, 15	secondes
Vitesse du vent	0 - 50	noeuds
Points d'analyse	Nombre de pts= 600	points
Durée de lecture	intervalle temps= 0.5	seconde
Condition du pont	mouillé	sec
Coefficient de friction	0.5	0.8

On suppose que:

- 1)- Les caractéristiques du mouvement du bateau sont
décrites par les fonctions de transfert de type RAO.
- 2)- La coque du bateau est parfaitement symétrique.
- 3)- La réponse du bateau des quadrants 1 et 4 est
identique à celle des quadrants 2 et 3.
- 4)- Le véhicule aérien n'est pas attaché et est libre
d'atteindre son état d'équilibre.

**Tableau 3.2 - Les dimensions de la FFG
des É-U**

Paramètres	FFG/USA
Poids	4100 tonnes
Vitesse max.	29 noeuds
Longueur	453.pieds
Largeur	45.0 pieds
Tirant d'eau	14.8 pieds
Rayon d'action	4500 mi-naut à 20 noeuds
Aileron stabilisateur	oui
Dimensions	
longueur	61.0 pieds
largeur	38.0 pieds

**Tableau 3.3 - Caractéristiques physiques
des CH124 et EH101.**

Hélicoptère	Poids maximum	Longueur plié	Largeur plié
EH101, Merlin	14,300 kg	15.86 m	5.49 m
CH124, SEAKING	9,500 kg	14.40 m	4.96 m

Tableau 3.4 - Définition de l'hélicoptère EH101
de la Royal Navy

Définition du Train d'atterrissage	
Atterrisseur avant	123.1 pouces
Atterrisseur principal	398.44 pouces
Contrefort (à droite)	85.25 pouces
Contrefort (à gauche)	85.25 pouces
Pivotant (d'atterr. avant)	8.3 pouces
Ligne de base	15.87 pouces
Constante de ressort	1552 livres/pouces ²
Définition du centre de gravité	
Position longitudinale	345.0 pouces
Ligne de base	123.76 pouces
Contrefort	2.0 pouces
Propriétés mécaniques	
Masse	23757 livres
Moment d'inertie (roulis)	10595.4 slug-pieds ²
Mom. d'inertie (tangage)	45409.4 slug-pieds ²
Moment d'inertie (lacet)	52045.0 slug-pieds ²
Produit d'inertie (XY)	27.5 slug-pieds ²
Produit d'inertie (YZ)	2998 slug-pieds ²
Produit d'inertie (XZ)	109 slug-pieds ²

Tableau 3.4 - Définition de l'hélicoptère EH101 (suite)

Centre de poussé (exposé à côté)	
Position longitudinale	375.8 pouces
Ligne de base	123.0 pouces
Contrefort	0.0 pouces
Superficie dans le sens de la traînée	495.9 pieds ²
Centre de poussé (exposé en avant)	
Position longitudinale	125.4 pouces
Ligne de base	41.0 pouces
Contrefort	0.0 pouces
Superficie dans le sens de la traînée	248.0 pieds ²
Position du véhicule aérien sur le pont	
μ angle latéral du bateau avec la ligne de centre du véhicule.	110.0 degrés
β angle entre le centre de la cible et l'atterrisseur principal à droite	-20.0 degrés
R - distance entre le centre de la cible et l'atterrisseur principal à droite	12.0 pieds

3.2- Tests de sensibilité de l'index d'énergie

Un exemple du fichier sortant du programme de l'index d'énergie est fourni en **annexe C**. La question fondamentale portant sur la sensibilité de l'index aux différents modèles d'hélicoptère n'a pas été jugée comme négligeable surtout dans le cadre d'une relation empirique. Il est possible que la relation pourrait représenter seulement le mouvement du navire. Le modèle d'hélicoptère n'influence pas les résultats du calcul ou cette influence est minime. Selon les résultats, l'hypothèse 1 concernant la sensibilité de l'index aux différents modèles d'hélicoptères a été confirmée. La figure 3.2 montre un exemple des comparaisons entre deux modèles d'hélicoptères confrontés aux mêmes conditions de mer et navire. En général, les pics ou crêtes d'un modèle apparaissent approximativement aux mêmes temps que les pics de l'autre modèle, les valeurs de ces pics sont complètement différentes. Selon les résultats, la formulation de l'index d'énergie fournit une valeur moins élevée pour une combinaison stable (SEAKING-FFG) qu'avec une combinaison moins stable (CL-227-FFG). Une autre observation porte sur la forme des pics. Les pics apparaissent plus ou moins au même moment lors du calcul pour un même scénario. Les pics sont le reflet des mouvements du navire. Les différentes caractéristiques des modèles d'hélicoptère se manifestent par la forme des pics qui n'est pas pareille. La valeur de l'index d'énergie est directement liée au mouvement du navire modifié par la stabilité de l'hélicoptère. Autrement dit, plus les contraintes d'hélicoptères sont sévères plus la valeur de l'index d'énergie est élevée.

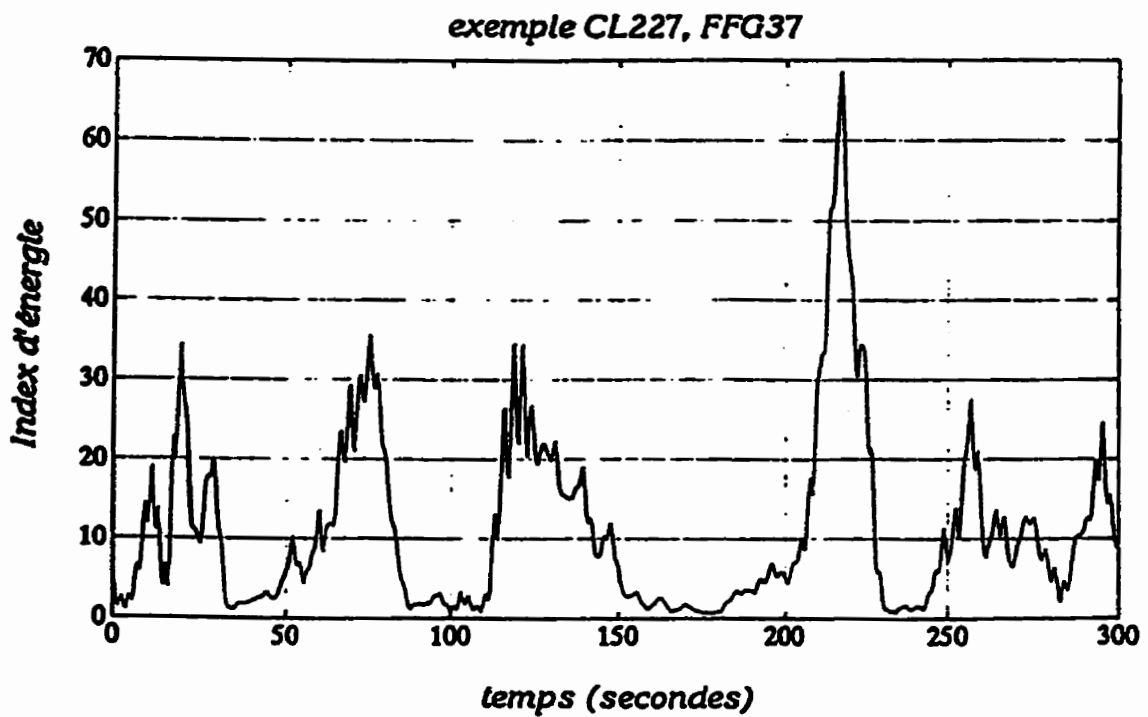
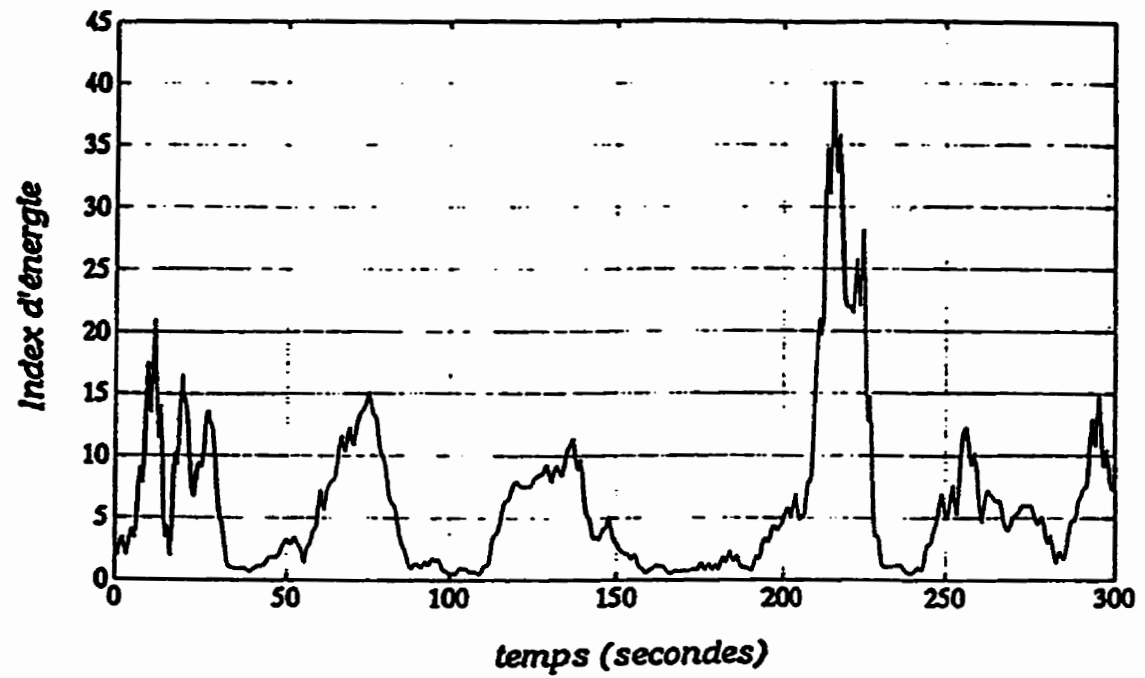


Figure 3.2- Exemple de tests de sensibilité

3.3- Tests de temps de montée

L'hypothèse la plus importante concernant l'index d'énergie porte sur le temps nécessaire pour passer de la fin de la zone de sécurité de pont tranquille au début de la zone de sécurité de pont dangereux ou l'inverse (le temps de tombée). Le postulat suppose qu'un certain temps est nécessaire afin qu'un objet passe d'une position tranquille à un déplacement important. L'inverse est vrai aussi. Cela prend un certain temps pour dépenser l'énergie potentielle via l'énergie cinétique pour atteindre une position tranquille. Il est possible de séparer les divers degrés-de-liberté du mouvement de navire en introduisant les contraintes d'hélicoptère qui produisent un délai plus significatif sur l'hélicoptère. Le temps de montée (ou de tombée) est directement relié aux caractéristiques du navire, aux conditions actuelles de la mer et aux contraintes représentatives de l'hélicoptère. Pour la combinaison SEAKING-FFG, le temps de montée a été calculé expérimentalement et il est d'approximativement cinq secondes.

Il y a d'autres contraintes concernant les pics d'index d'énergie par rapport aux pics des divers degrés-de-liberté. Le pic de l'index d'énergie doit toujours apparaître avant les pics des divers degrés-de-liberté (voir la figure 3.3). Un pic de l'index apparaît avant un pic d'un degré-de-liberté translationel. Puisque la formulation de l'index d'énergie emploie des

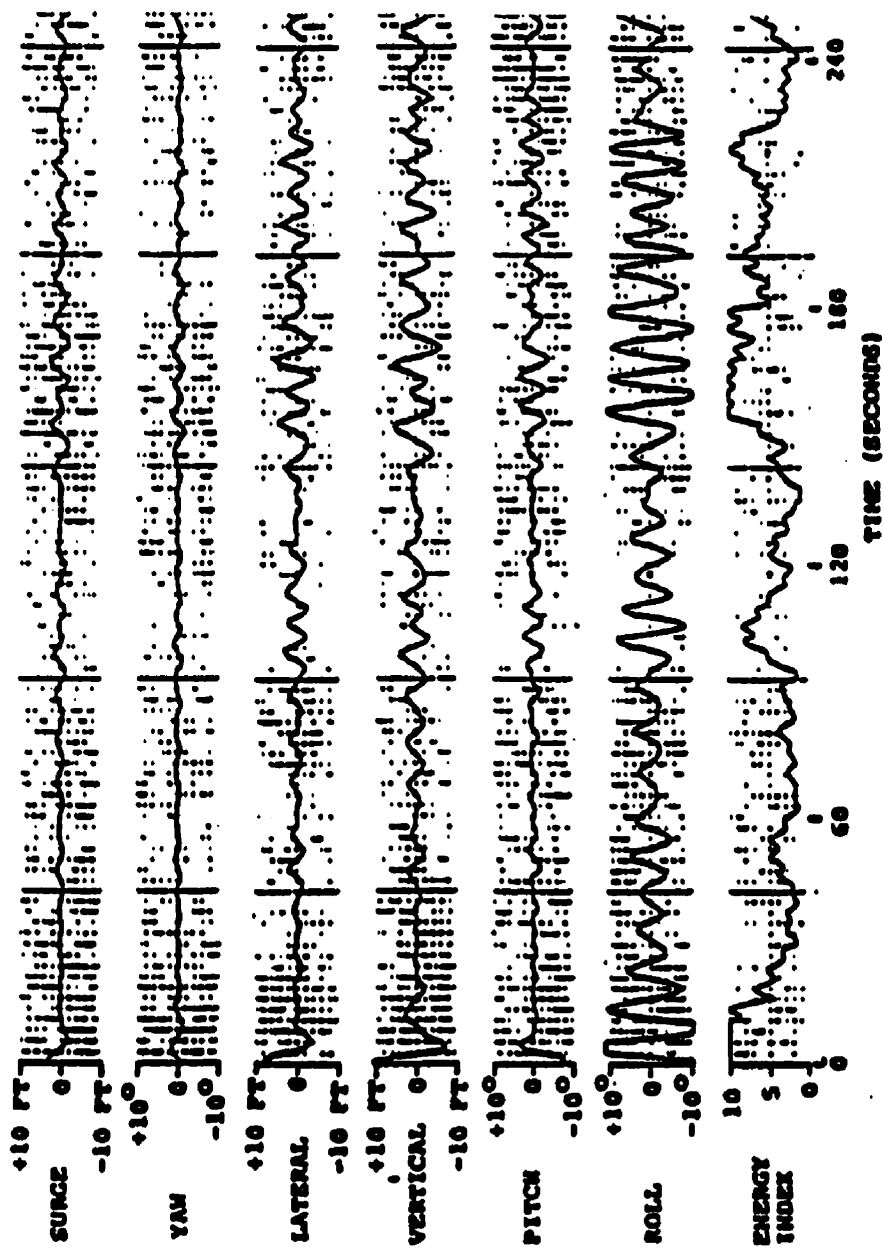


Figure 3.3- Exemple de la comparaison temporelle entre les pics de l'index d'énergie et les pics des degrés-de-liberté

accélérations et des vitesses, il est raisonnable de présumer que les pics des degrés-de liberté translationnels apparaissent plus tard que les pics de l'index d'énergie (dans le temps). Le délai en temps provoqué par la transformation d'accélération en déplacement est une condition que le navire devrait respecter selon les lois newtoniennes de la physique (e.g. les relations cinétiques-translationelles d'un objet immobile). Il s'en suit que les pics d'une formulation basée sur les accélérations et les vitesses des divers degrés-de-liberté devraient apparaître avant les pics de leurs déplacements.

Afin d'assurer un temps de montée le plus long possible, il est nécessaire de séparer les pics de l'index d'énergie et les pics des degrés-de-liberté le plus loin possible les uns des autres. Puisque la relation entre les phases, les limites opérationnelles de l'hélicoptère et les réponses du navire n'est pas linéaire, la séparation est faite par observation de la réponse de l'index d'énergie par rapport aux autres pics et aux zones arbitraires représentant les niveaux d'énergie. Les limites opérationnelles sont intégrées comme valeurs absolues et par les coefficients de la formulation de l'index d'énergie. Les coefficients sont les facteurs multiplicatifs qui sont utilisés pour donner plus d'importance aux degrés-de-liberté jugés plus importants au sein des limites de l'hélicoptère.

En résumé, le temps de montée (ou de tombée) est établi avec la combinaison des attributs du mouvements du navire manifestés par les accélérations et les vitesses des divers degrés-de-liberté qui sont enregistrés à bord d'un navire, et les limites opérationnelles de l'aéronef. La valeur de

l'index d'énergie est une représentation du temps d'accumulation de l'énergie dans le navire, la conversion d'énergie (en fonction des limites opérationnelles de l'hélicoptère) et l'impact de cette énergie sur l'objet du calcul (typiquement un hélicoptère). Selon les résultats des tests, le temps de montée pour un navire ayant les caractéristiques de la classe Oliver Hazard Perry (FFG) de l'USN, et les limites opérationnelles de SEAKING, est à peu près de 5 secondes (voir figure 3.4). Un autre exemple est présenté à la figure 3.5. Le FFG est en combinaison avec le CL-227, véhicule télécommandé. Pendant que le temps de montée est plus ou moins pareil, le temps où la piste est disponible est fonction de la stabilité du véhicule aérien. Puisque le CL-227 est plusieurs fois plus petit que le SEAKING, le nombre de fois que la piste est suffisamment stable est moindre pour le CL-227 que pour le SEAKING. Deux autres exemples du temps de montée avec la combinaison SEAKING x FFG et CL-227 x FFG sont présentés aux figures 3.6 et 3.7.

Pendant cette phase de développement de la formulation, d'autres plate-formes ont été également employées afin de déterminer la relation entre les caractéristiques du navire et les temps de montée. Avec les limites d'échelle de l'index d'énergie constante, le temps de montée était influencé par plusieurs caractéristiques du navire, comme l'existence de stabilisateurs

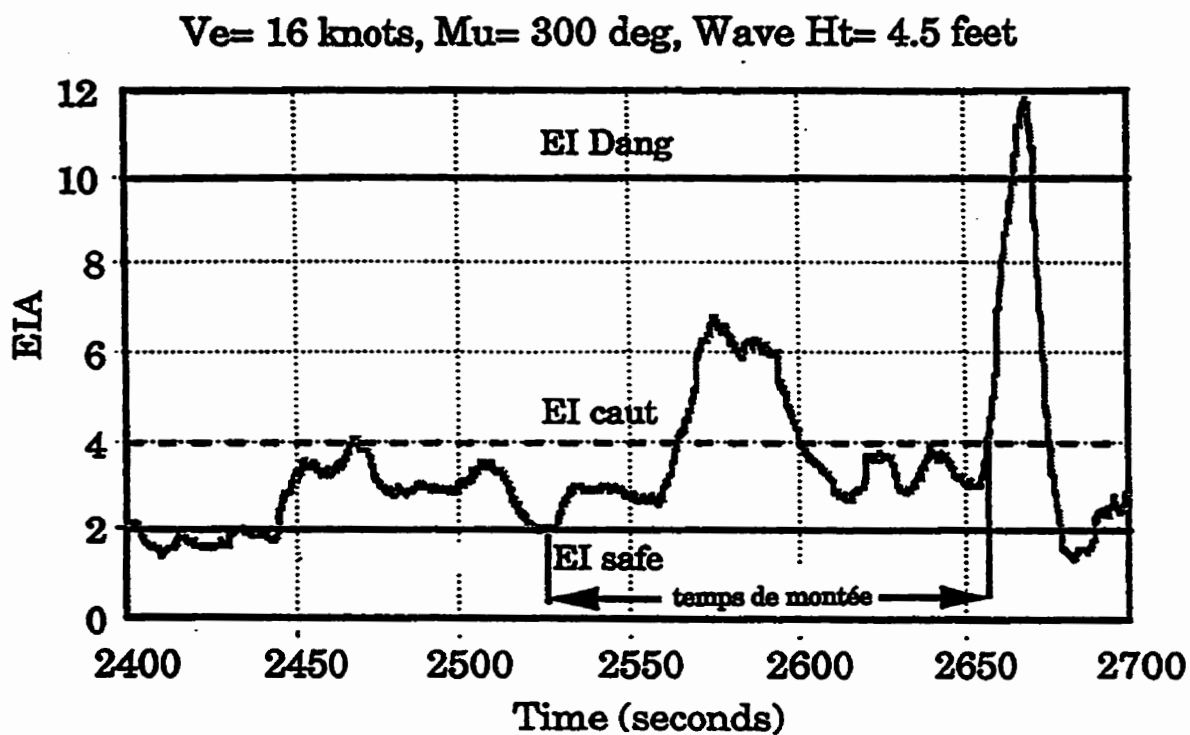


Figure 3.4- Exemple de temps de montée SEAKING x FFG (USN)

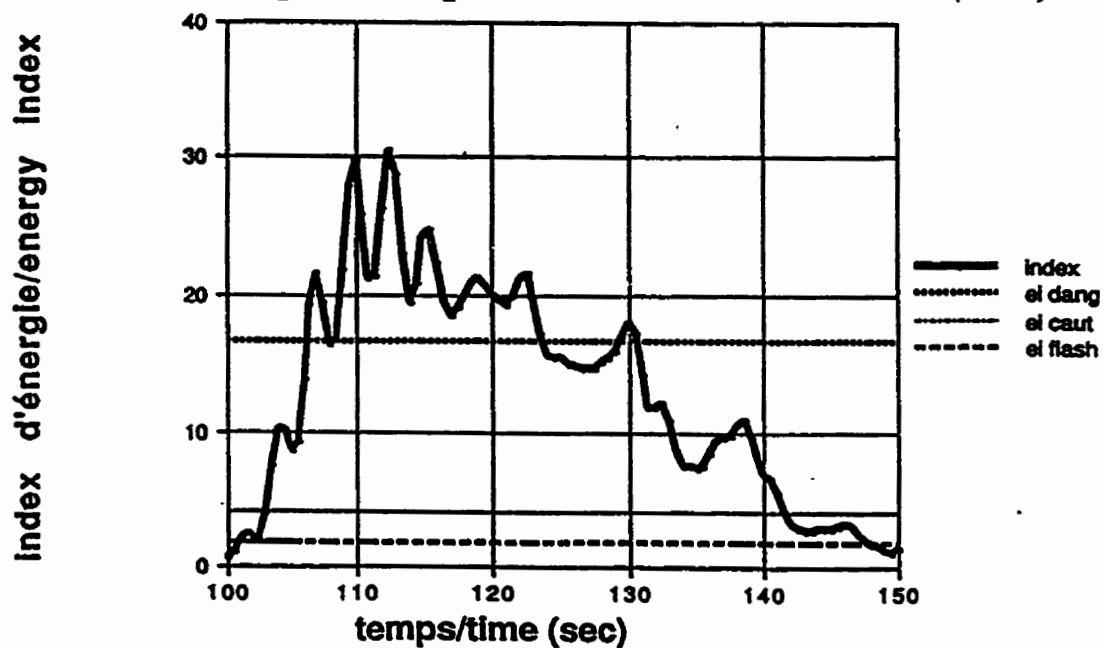


Figure 3.5- Exemple de temps de montée CL-227 x FFG (USN)

Figure 3.7- Exemple de temps de montée Lynx x F122 (Allemagne)

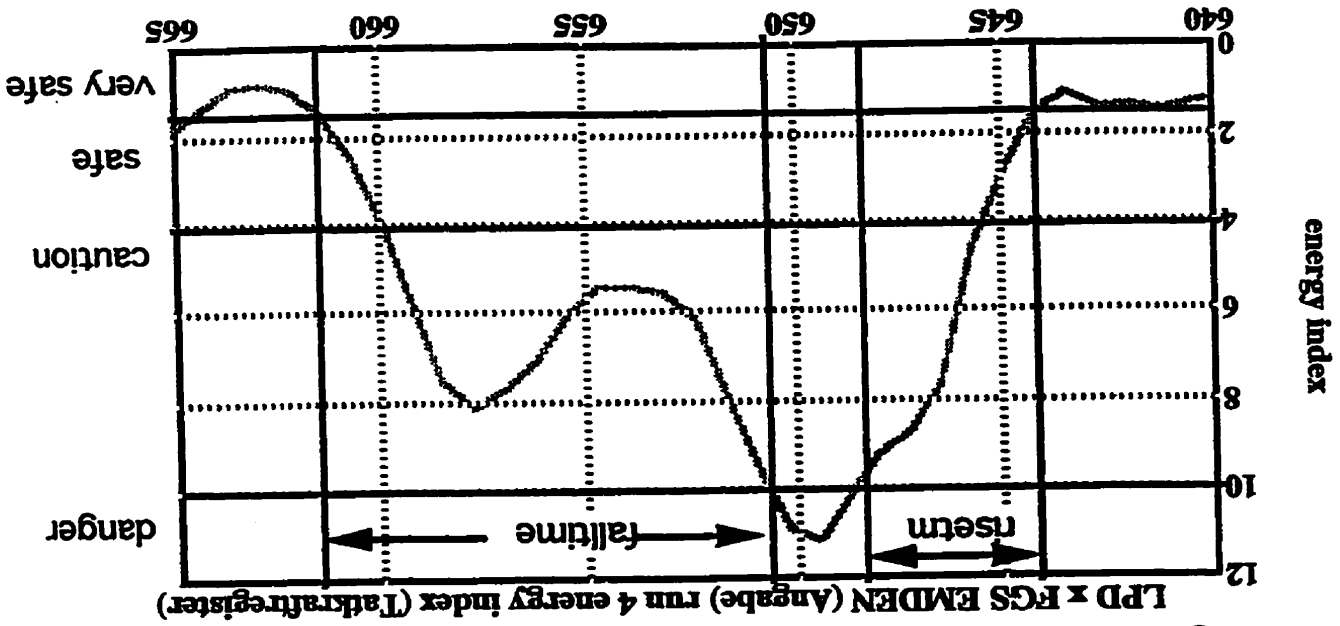
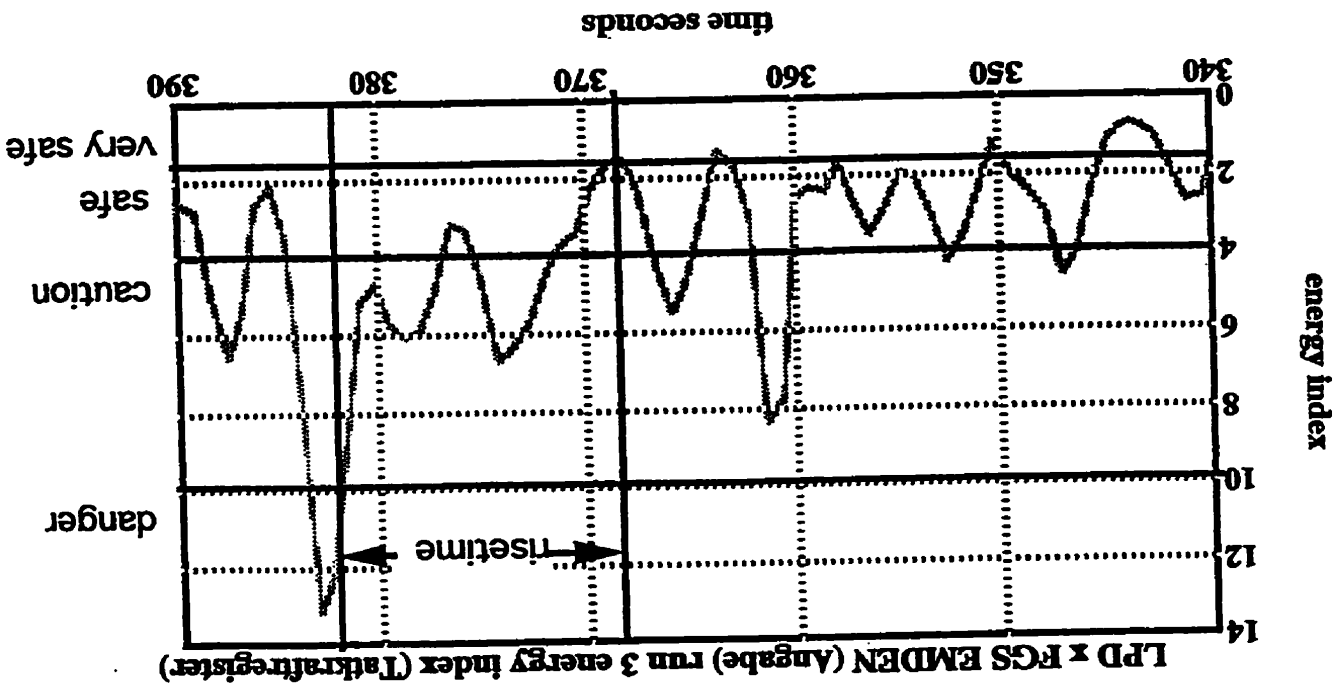


Figure 3.6- Exemple de temps de montée Lynx x F122 (Allemagne)



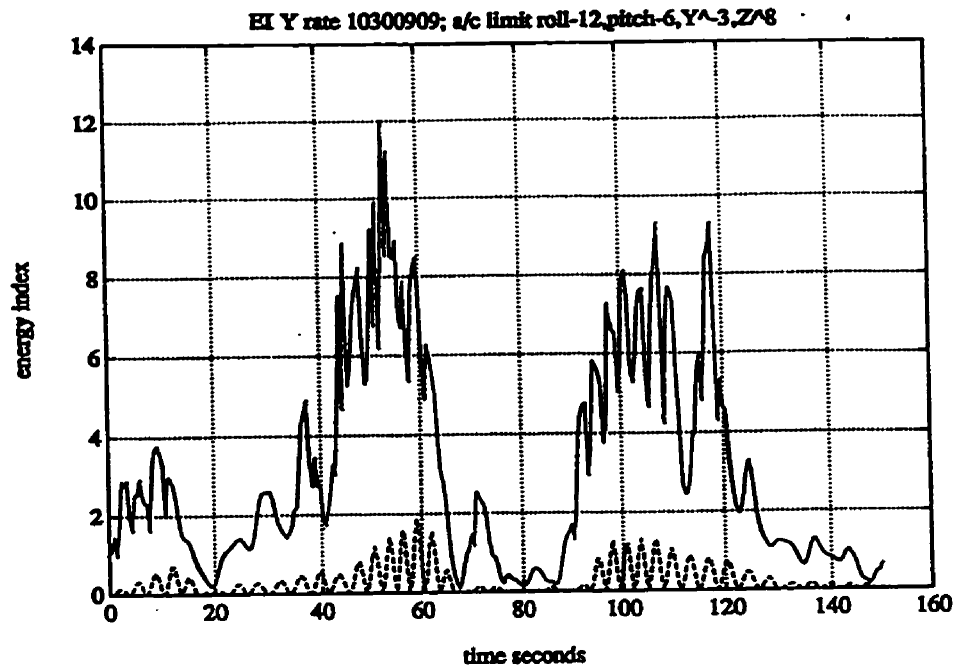


Figure 3.8- Exemple de temps de montée en fonction de roulis (Type23)

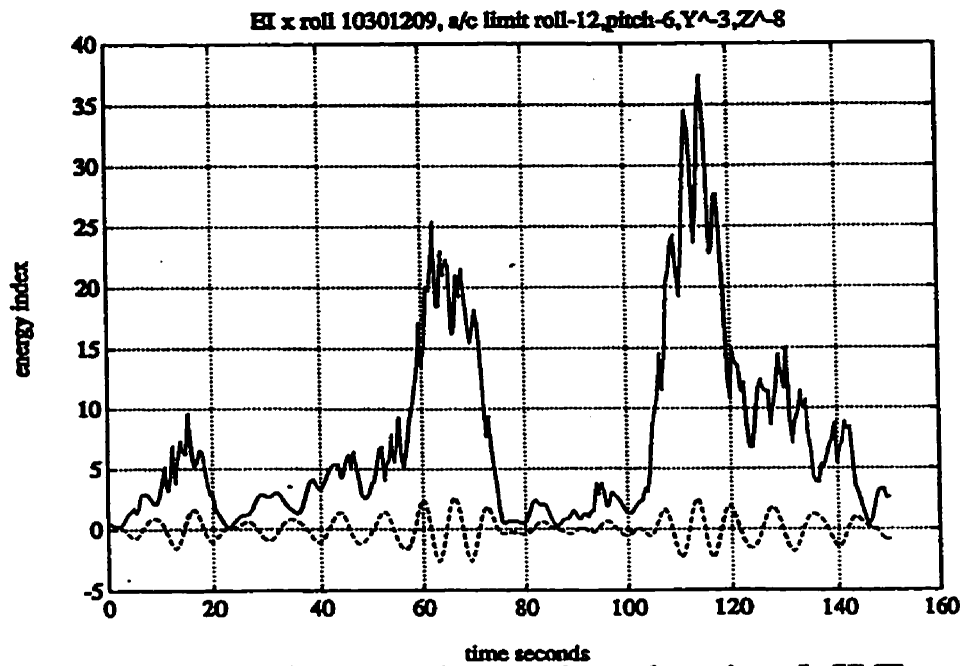


Figure 3.9- Exemple de temps de montée en fonction de Y (Type 23)

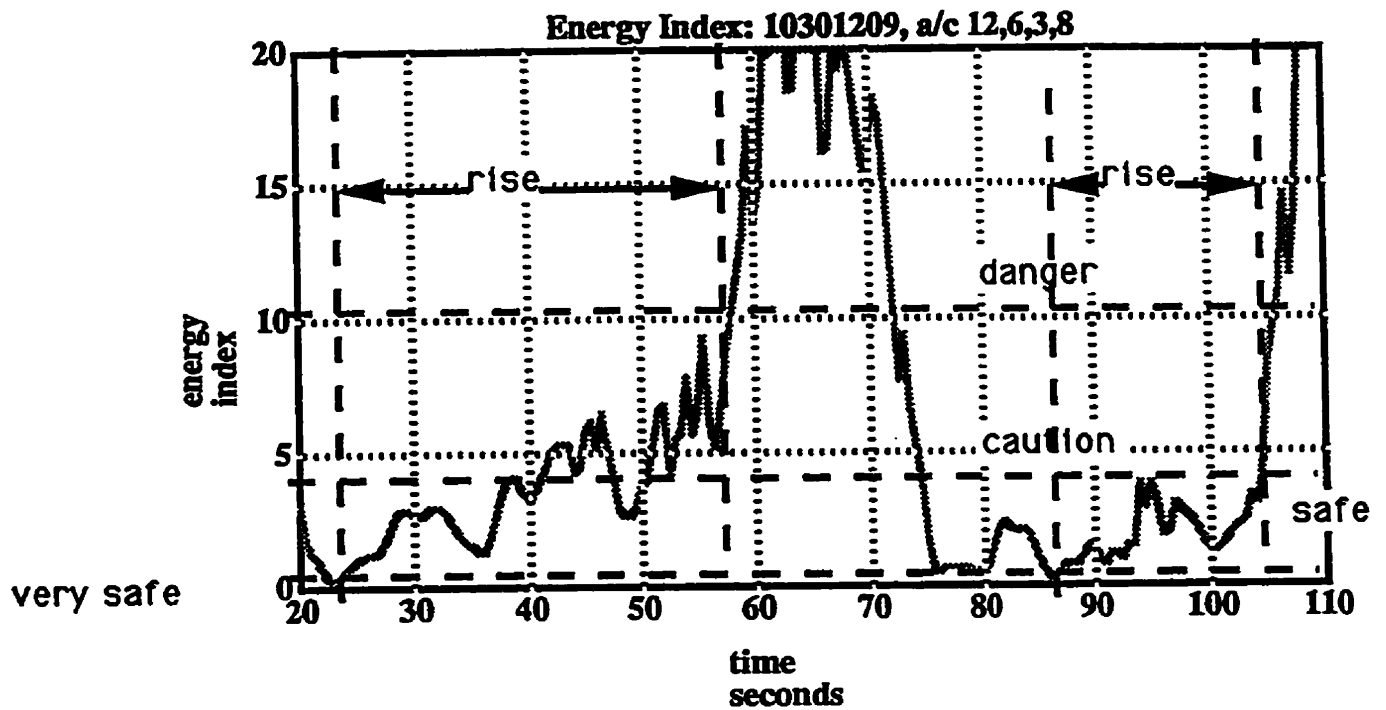


Figure 3.10- Exemple de temps de montée Lynx x Type 23 (R-U)

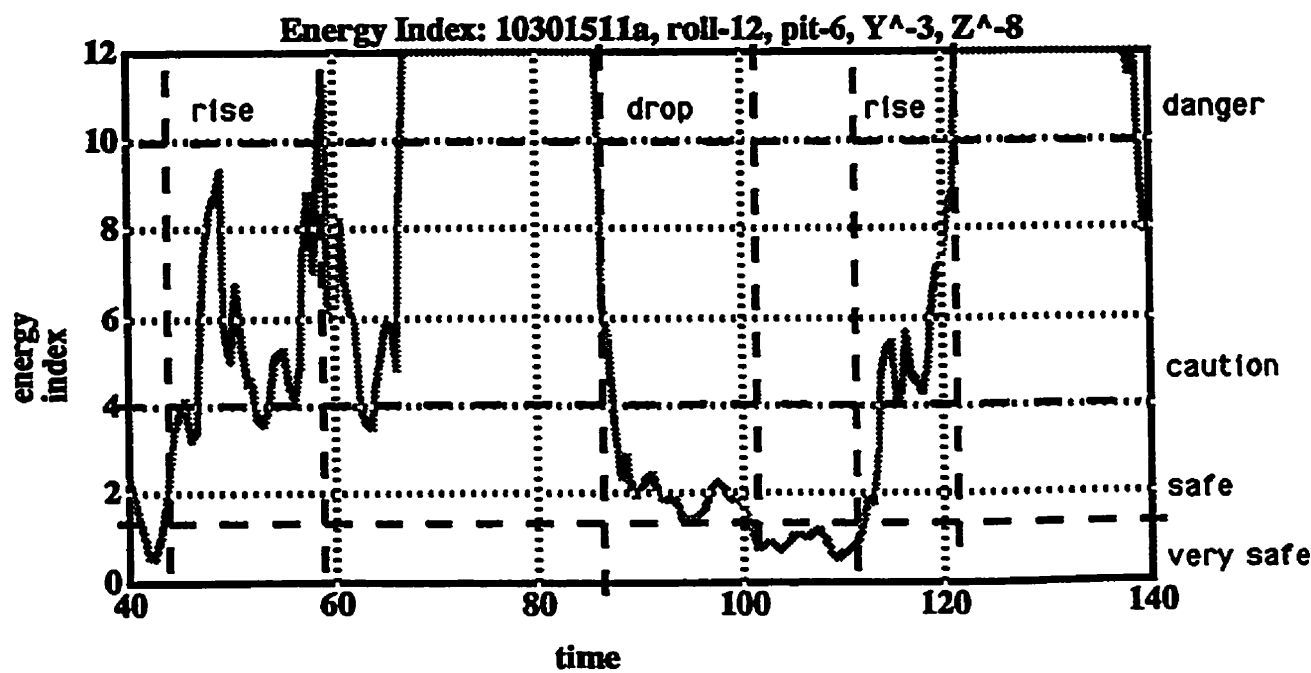


Figure 3.11- Exemple de temps de montée Lynx x Type 23 (R-U)

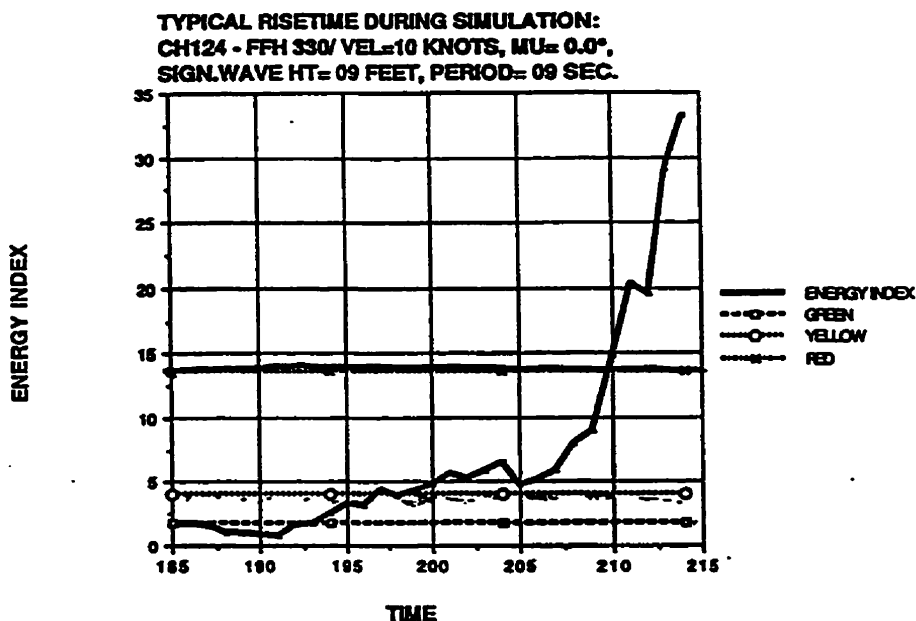
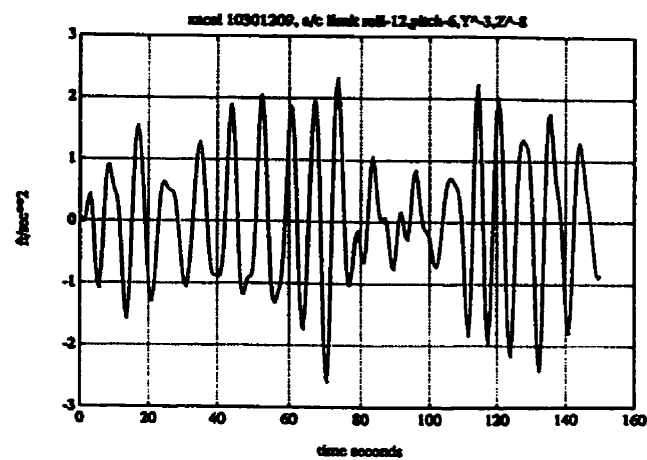
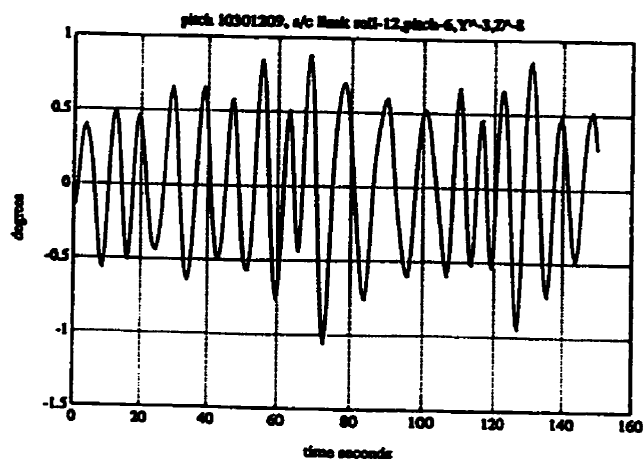
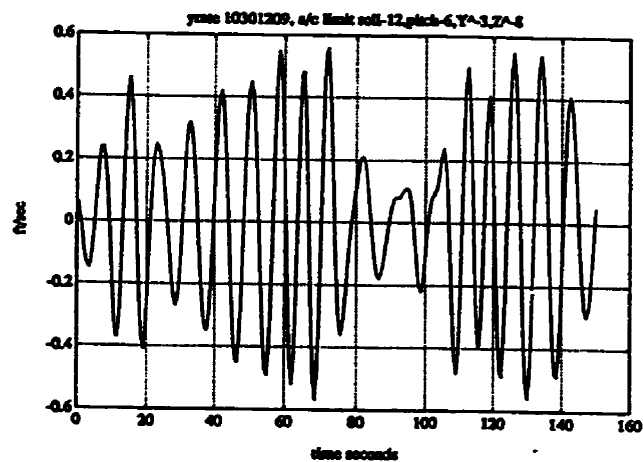
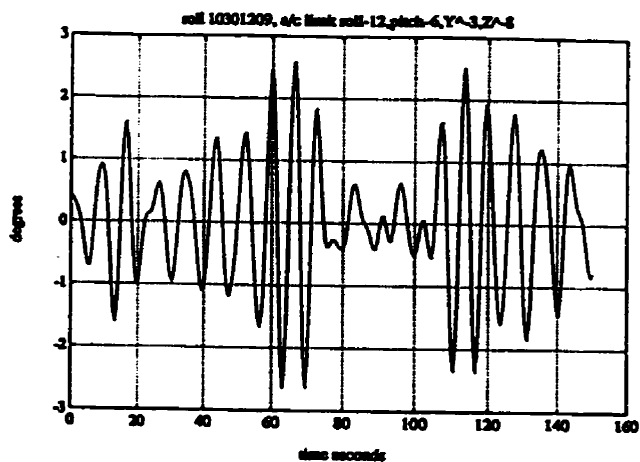
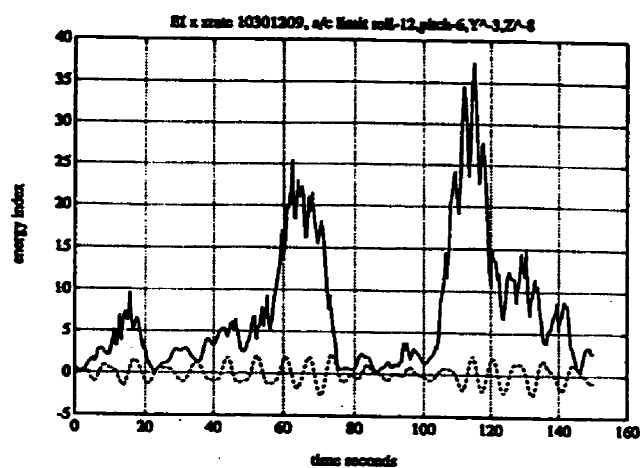
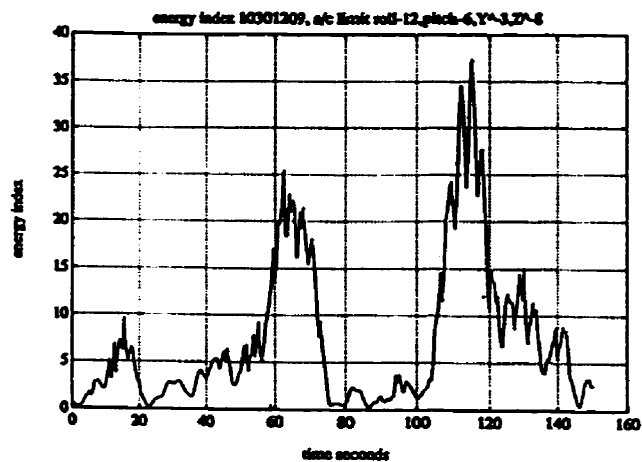


Figure 3.12- Exemple de temps de montée SEAKING x Halifax (CDN)

mais surtout par sa masse. Selon les résultats de simulation des modèles de la garde-côtière des États-Unis (Figure 3.8), la nouvelle frégate française La Fayette (Figure 3.9), la frégate allemande Emden (Figure 3.10), la frégate franco-italiano-anglaise Horizon (Figure 3.11) et la nouvelle frégate canadienne Halifax (Figure 3.12), le temps de montée a varié entre 4.0 et 5.5 secondes avec la moyenne fixée à 5.2 secondes. Le tableau 3.5 fournit un résumé des temps de montée dans le cadre de EH101 x Horizon. Plus de 6,200 exécutions de la simulation de l'IPA ont été faites, le temps de montée a toujours respecté un délai déterminé par les caractéristiques de la plateforme et les limites opérationnelles de l'aéronef.

Tableau 3.5 - Le temps des montée en fonction de degrés-de-liberté



3.4- Comparaison de l'index calculé par les données simulées avec les données réelles

Une matrice simplifiée de données a été enregistrée en mer. Des échantillons de données du mouvement du navire dont les calculs de l'index d'énergie ont été enregistrés à bord d'un navire du type FFG de la flotte américaine ainsi qu'à bord d'un bateau de patrouille de la garde-côtière. Ces données ont été comparées avec les historiques du mouvement du navire calculés dans les mêmes conditions. Les comparaisons ont été faites sur le plan fréquentiel par degré-de-liberté individuel. Le calcul de l'index d'énergie a été évalué dans le temps pour les valeurs maximales de l'index. Quelques exemples de graphiques de tracés sont présentés dans les figures suivantes (Figures 3.13 a,b - 3.14 a,b).

En analysant les figures 3.13 a et b, pour la vitesse angulaire en tangage, les amplitudes de fréquences entre les données réelles et les données simulées sont pratiquement identiques. Dans le cas de la vitesse angulaire en roulis, les variations entre les amplitudes de fréquences simulées et réelles ont été statistiquement non-significatives. Il s'agit de deux phénomènes. En premier lieu, la simulation du mouvement de navire représente une bonne méthodologie fiable pour le calcul de la réponse de navires dans une mer imaginaire. En deuxième lieu, la méthodologie d'interprétation des conditions enregistrées a été fiable. En effet, pour plus de 60 heures de données enregistrées en mer, nous n'avons pas trouvé d'ensemble de conditions que nous n'ayons pas été capables de

représenter par simulation. De plus, les amplitudes de fréquences des conditions de données simulées ont été semblables aux conditions de données réelles.

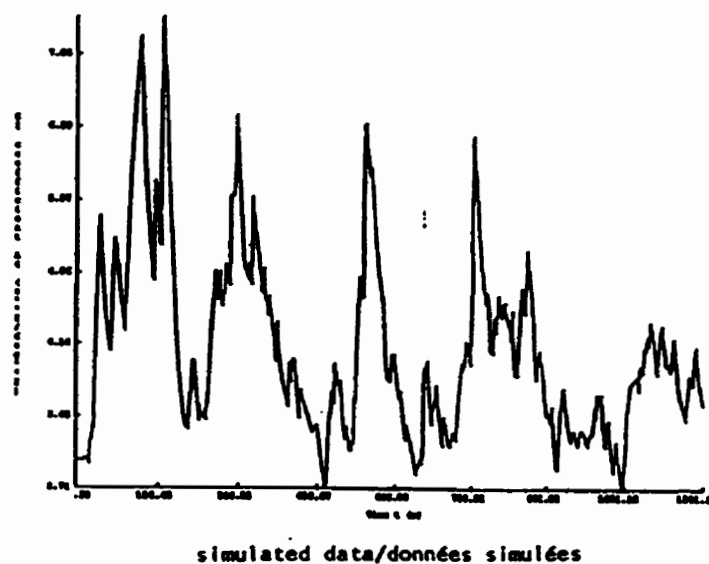
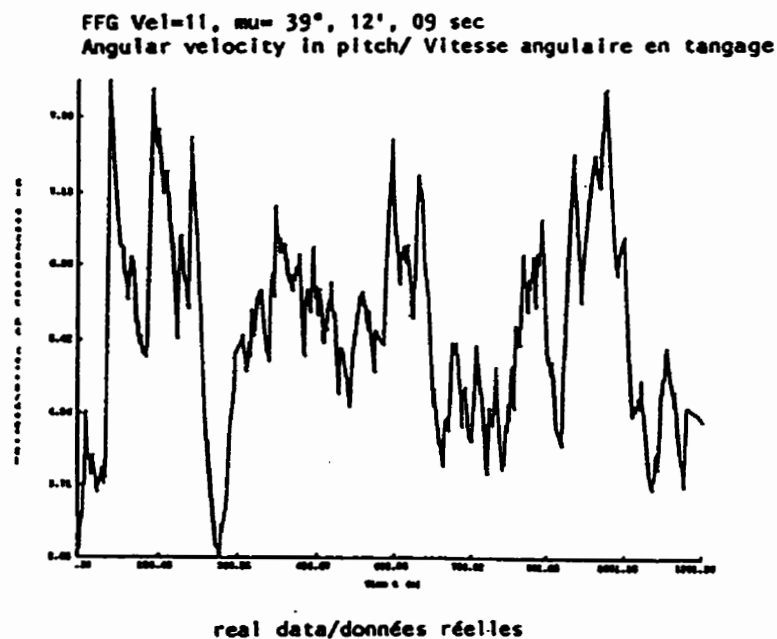


Figure 3.13a, b- Vitesse angulaire en tangage (a-données réelles, b-données simulées)

FFG Vel=11, $\mu\lambda=39^\circ, 12', 9 \text{ sec}$
 ANGULAR DISPLACEMENT IN ROLL/Déplacement angulaire en roulis

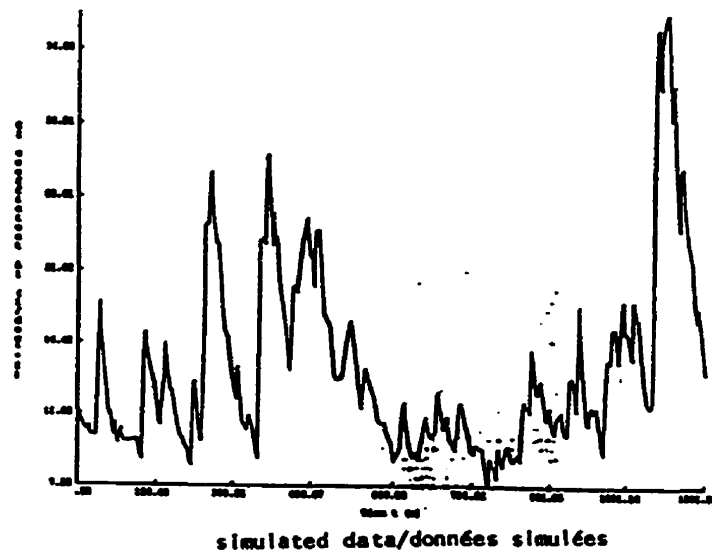
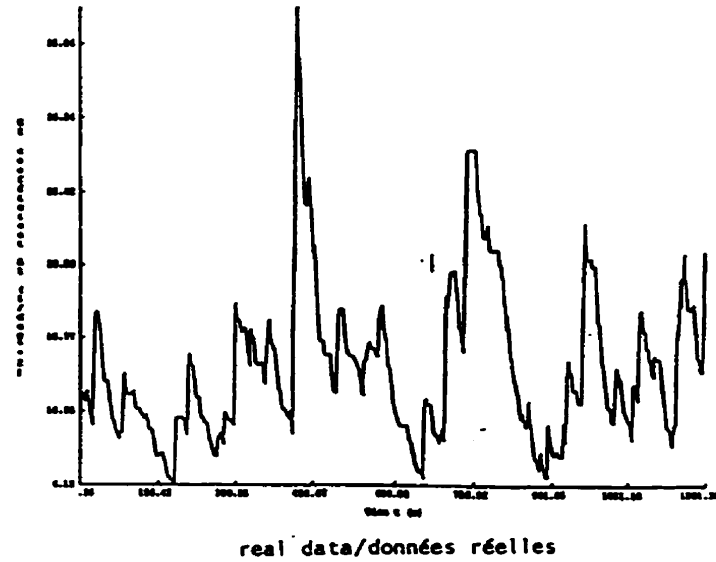


Figure 3.14a, b- Vitesse angulaire en roulis (a-données réelles, b-données simulées)

Les résultats montrent que la réponse de l'index d'énergie calculée par les données réelles sont semblables aux réponses de l'index pour les mêmes conditions en employant les données simulées.

3.5- Sommaire des résultats de la phase 1

Test (i), la sensibilité de l'index, l'hypothèse est soutenue. L'index est sensible aux changements proportionnels du navire ou de l'aéronef. Test (ii), la fiabilité de l'index à un temps de montée, l'hypothèse est soutenue. Dans plus de 6,000 variations de conditions normales de l'interface aéronef-navire, l'index a respecté un temps de montée calculé pour une combinaison aéronef-navire. Test (iii), les résultats de l'index sont semblables en employant les données simulées ou les données réelles. Les autres tendances que nous avons trouvée suite à la phase 1 sont les suivantes.

L'algorithme pourrait respecter un temps de montée malgré la hauteur significative de la mer. Dans les pires cas, nous n'avons jamais touché la zone très sécuritaire (vert clignotant). Dans la pratique, dans les cas où la durée de vert clignotant est très rapide ou n'existe pas du tout, l'appontage doit se faire autrement. La piste pendant les conditions de vert fixe et jaune est encore acceptable pour l'appontage. Sauf qu'il n'y a aucune garantie que la piste sera acceptable au moment suivant l'appontage.

La définition de l'index comme présentement programmé est trop conservatrice. Les limites d'aéronef présentement programmées sont statiques pendant que les limites opérationnelles d'aéronef sont actuellement dynamiques. C'est-à-dire, l'index monte vers le rouge (conditions non acceptables) basé sur le surchargement de l'un des degrés-de-liberté au lieu de la combinaison ou couplage des degrés-de-liberté. Il s'agit que l'aéronef pourrait apponter pendant une certaine période de temps malgré le signal rouge. L'assemblage de tous les résultats a produit une idée de la disponibilité de la piste en fonction des divers paramètres. La figure 3.15 montre la disponibilité du pont en fonction de la hauteur significative de la houle.

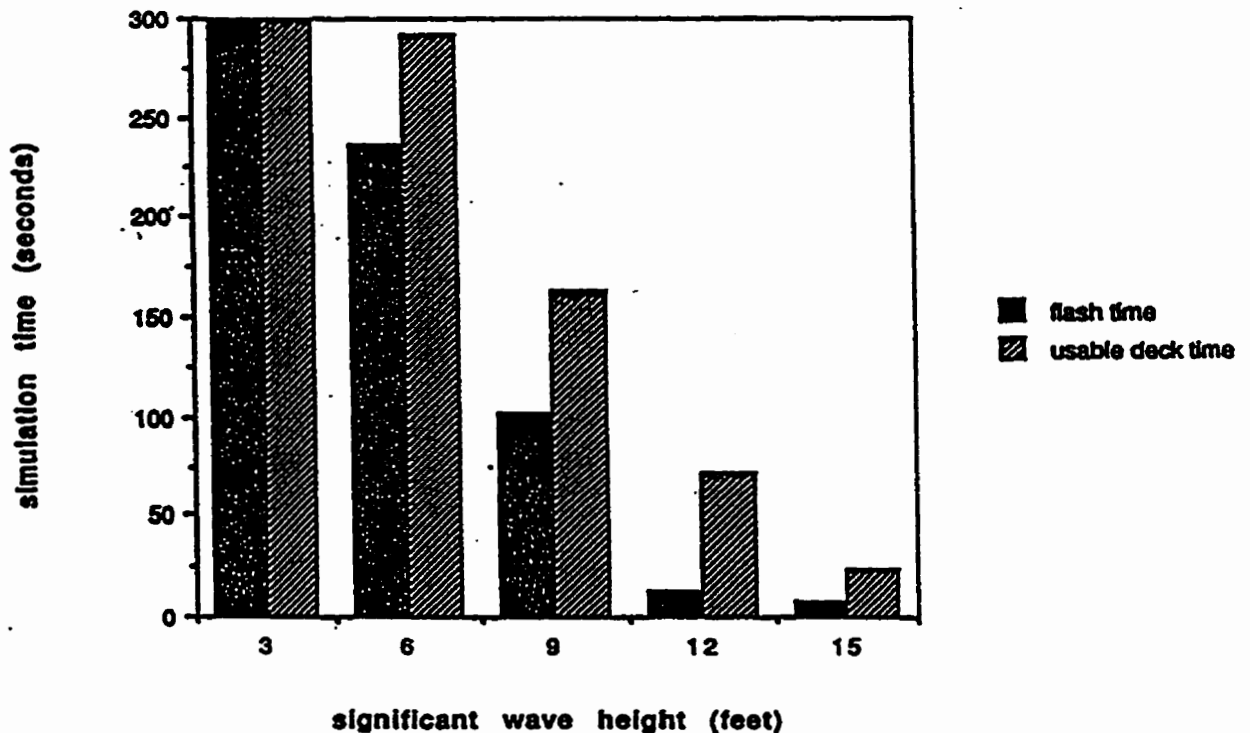


Figure 3.15- Disponibilité du pont en fonction des hauteurs significatives de la mer

La figure 3.15 indique que la piste est disponible pour des opérations aériennes pour la combinaison SEAKING et la frégate FFG37 jusqu'à 6 pieds de hauteur significative de la mer (ou 2 mètres). Avec une hauteur significative de la mer à 9 pieds (ou 3 mètres), la disponibilité de la piste est à peu près de 50% et la probabilité d'avoir un feu vert clignotant est à 25%. Supérieure à 9 pieds, la disponibilité de la piste est réduite rapidement. À une hauteur significative de la mer de 12 pieds (4 mètres), la piste est disponible à peu près à 25% et la probabilité d'avoir un feu vert clignotant n'existe pas. Avec une hauteur significative de la mer de 15 pieds (5 mètres) la piste n'est pas disponible.

En passant de la phase 1 à la phase 2, le programme de l'index a été incorporé dans un appareil en parallèle avec des tests de l'index dans les simulateurs de pilotage aux États-Unis et au Royaume-Uni. Dans la section qui suit, les résultats des exercices au Royaume-Uni sont discutés.

3.6- L'interface d'hélicoptère Merlin et la frégate de Type 23 décrit par l'IPA, les exercices dans le simulateur de pilotage au R-U

L'Agence de recherche de la défense (DRA) du Ministère de la Défense britannique (à Bedford) a proposé un test de l'IPA dans le but d'améliorer les opérations aéronef-navire pour l'identification des fenêtres d'appontage plus efficaces que la même activité faite par un officier à bord du navire ou par le pilote lui-même. En effet, la sécurité des opérations est significativement améliorée parce que le temps où le pilote a besoin de garder son appareil en vol stationnaire au dessus de la piste est réduit.

Le programme de test a été conçu indépendamment des résultats existants de l'IPA. Par contre, la faisabilité intellectuelle de l'existence de l'IPA a été acceptée dès le départ du programme (Semenza, J. 1994). Le programme de test de la DRA a mis l'accent sur la démonstration de l'application pratique du concept de l'IPA. Le programme de test a été partagé en trois parties qui couvrent des aspects différents de l'applicabilité de l'IPA dans des opérations d'interface aéronef-navire. En premier lieu, l'IPA est utilisé afin de caractériser les données réelles enregistrées du mouvement de la frégate de Type 23. En deuxième lieu, les données simulées sont utilisées afin de calculer l'index d'énergie pour une douzaine de cas représentatifs des conditions enregistrées en données réelles. Les cas simulés et réels sont comparés. Finalement, en troisième lieu, des pilotes sont exposés à l'IPA par les mesures du simulateur de pilotage de la DRA ('Advanced Flight Simulator' ou AFS).

3.6.1- Étude analytique

La DRA a fourni une banque de données d'enregistrements de 27 cas du mouvement de navire de la frégate de Type 23. Les historiques de données simulées ont été calculés par les fonctions de transferts représentatifs de la frégate de Type 23. La calibration de l'IPA a été effectuée avec les données simulées puis appliquées aux enregistrements de données réelles pour le raffinement de la calibration. Les historiques ont été créés au fur et à mesure du programme de la 'Ship Motion Program SMP93' et de la 'Simulation du mouvement de navire SMS' qui ont été discutés plutôt. Le tableau 3.6 fournit les cas enregistrés de données réelles

et les cas sélectionnés de données simulées. Dans le tableau 3.7, un sommaire des incidents de temps de montée est indiqué. Il n'y a pas eu un cas où le temps de montée a eu une mesure inférieure à 4-5 secondes (ce qui est consistant avec les caractéristiques de la frégate de Type 23 qui est plus petite que la frégate FFG). De la même façon, le temps de descente n'a pas été inférieur à 4-5 secondes non plus. Selon les résultats, la houle suivant le navire produit les conditions les plus stables en fonction de l'hélicoptère (l'index d'énergie reste en-dessous de la ligne de danger). Dans des cas de mer d'agitation élevée, les nombres d'incidents de temps de montée ont été très faibles parcequ'il y avait très peu de moments où l'index a mesuré une valeur dans le vert clignotant (très sécuritaire).

Tableau 3.6 - Les fichiers de données enregistrées du mouvement de la frégate de Type 23

Data File	secs from midnight	simulation designation	comments
CMOTION.501	7200	0540075	probably SS4
CMOTION.502	7200	SHIP TURN	
CMOTION.503	7200	0550075	probably SS4
CMOTION.504	7207	SHIP TURN	
CMOTION.505	7233	0610075	probably SS4
CMOTION.506	8023	SHIP TURN	
CMOTION.507	8027	060509	SS3
CMOTION.508	8023	SHIP TURN	
CMOTION.509	8035	060811	SS5
CMOTION.510	8032	SHIP TURN	
CMOTION.511	8034	060509	SS5
CMOTION.512	8032	SHIP TURN	
CMOTION.513	8023	TBA	NO MATCH begins at midnight (000)
CMOTION.514	848	SHIP TURN	
CMOTION.515	855	060509	SS3
CMOTION.516	858	SHIP TURN	
CMOTION.517	858	060509	SS3
CMOTION.518	854	SHIP TURN	
CMOTION.519	854	060509	SS3
CMOTION.520	2470	SHIP TURN	
CMOTION.521	2414	060509	SS3
CMOTION.522	2722	SHIP TURN	
CMOTION.523	2870	060205	SS7
CMOTION.524	2870	SHIP TURN	
CMOTION.525	7118	TBA	NO SS INFO
CMOTION.526	7274	TBA	NO SS INFO
CMOTION.527	8074	TBA	NO SS INFO

Simulation Designation: VVMMMHHTTT
051302811

Ship velocity (VV), eg: 05 = 5 knots
Relative Wave Heading (MM), eg: 120 = 120° (following seas)
Significant Wave Height, est. (HH), eg: 28 = 28 feet
Wave Period (TT) most probable, eg: 11 = 11 seconds

Tableau 3.7- Le sommaire des incidents de temps de montée

recorded data file	CMOTIO	Sea State Wave Heading	simulated ata file	recorded average rise time	simulate average rise time
05400705	.001	4(ahead)	05400705	20 sec	9.5 sec
05950705	.003	4(beam)	05950705	15.75 sec	4.3 sec
0517007 05	.005	4(follow)	05 1700705	34.2 sec	4.3 sec
05801209	.007	5(beam)	05801209	16.8 sec	25.3 sec
05551209	.011	5(ahead)	05551209	14.8 sec	16.8 sec
0510518 5	.015	6(beam)	05 1051815	22.0 sec	16.8 sec
10151815	.017	6(ahead)	10151815	21.6 sec	8.3 sec
1012018 5	.019	6(follow)	10 1201815	16.5 sec	8.3 sec
1015018 5	.021	6(follow)	10 1501815	n/a	8.3 sec
10602815	.023	7(ahead)	10602815	22.4 sec	n/a

Dans le cadre de cette étude, lorsque nous avons comparé les résultats de l'IPA calculés par les données simulées avec les résultats de l'IPA calculés par les données réelles, les résultats de l'IPA simulés avaient tendance à être plus conservateurs. Nous avons attribué ces variations à plusieurs conditions. Les hauteurs significatives de la houle des données enregistrées ont été visuellement estimées. Alors que la distribution des fréquences entre les données enregistrées et les données simulées est pareille, les données dans le temps ne sont pas les mêmes. La traduction

des analyses fréquentielles dans le temps emploie les probabilités et est donc imprécise. En effet, il est possible qu'une des fréquences estimée peu probable dans le temps fréquentiel a existé dans le temporel au moment de l'enregistrement. D'autres détails comme la durée des historiques des échantillons produisent des variations dans le temporel entre les données enregistrées et les données simulées.

Le conservatisme dans le monde simulé devient plus important en ce qui concerne la zone de vert clignotant avec l'augmentation des hauteurs significatives de la mer ou lorsque le navire devient plus rapide. D'autre part, le feu rouge apparaît plus fréquemment dans le monde simulé malgré les mêmes conditions enregistrées, la fréquence du feu rouge est moindre. Malgré les différences entre les données simulées et les données enregistrées, les données simulées sont intéressantes pour la calibration initiale de l'IPA pour les limites opérationnelles de l'interface (conservatrice) aéronef-navire.

Tel que déjà indiqué, l'indice de l'index d'énergie est corrélié au niveau d'énergie cinétique et potentielle existant dans la structure du navire. Lorsque le niveau des énergies est minimum, le navire est stable et le mouvement du navire est au minimum. Lorsque le niveau d'énergie tracé par l'index est élevé mais inférieur au seuil de danger, le mouvement de la piste est acceptable pour l'appontage d'aéronef. Le navire peut se déplacer du niveau de basse énergie à une position à l'extérieur des limites opérationnelles par l'introduction d'une quantité importante d'énergie de

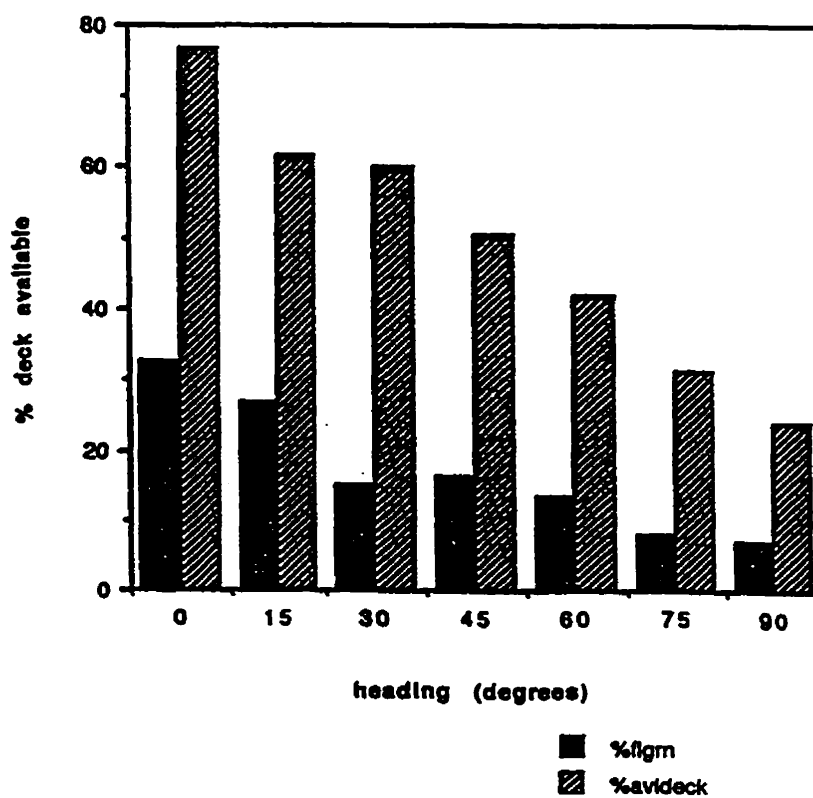
la mer à travers le navire. Étant donné une certaine condition de basse énergie, le temps nécessaire pour lever la quantité d'énergie afin de produire un déplacement dangereux est dérivé expérimentalement du calcul de EI_{max} . Pour la masse de la frégate de Type 23 en opération normale (pas de virage, etc), la mesure de EI_{max} est de 4.5 secondes alors que la frégate FFG est de 5.0 secondes. Les statistiques dérivées des réponses de l'index sont fournies dans le tableau 3.8.

Tableau 3.8-Sommaire des statistiques des réponses de l'index d'énergie

data file	rec-sim # pts/ % fl grn	rec-sim # pts/ % grn	rec-sim # pts/ % yellow	rec-sim # pts/ % red	rec-sim shortest risetime
05400705	378-154/ 13.6-38.6	842-107/ 30.4-26.8	1291-183/ 46.6-33.3	259-6/ 9.3-1.4	6.0 sec 9.5 sec
05950705	880-144/ 13.5-35.9	841-145/ 29.9-36.3	1366-104/ 43.4-26.1	23-7/ 8.2-1.8	4.5 sec 4.0 sec
0517007 05	910-144/ 32.2-35.9	1162-145/ 41.1-36.3	749-104/ 26.5-26.1	6-7/ 0.2-1.8	14.5 sec 4.0 sec
05801209	215-9-2/ 7.5-0.4	627-34/ 21.8-8.5	1592-220/ 55.3-55.0	443-144/ 15.4-36.1	6.5 sec 13.5 sec
05551209	162-12/ 5.4-3.0	630-81/ 21-20.3	1541-171/ 51.4-42.8	668-136/ 22.2-34.0	5.0 sec 16.0 sec
0510518 5	216-12/ 7.3-3.0	681-81/ 23-20.3	1480-171/ 50-42.8	583-136/ 19.7-34.0	4.0 sec 16.0 sec
10151815	183-8/ 6.1-2.0	483-30.4/ 16.1-7.6	1497-144/ 49.4-36.0	837-218/ 27.9-54.4	4.5 sec 5.0
1012018 5	162-8/ 5.4-2.0	558-30.4/ 18.6-7.6	1590-144/ 53-36.0	690-218/ 23-54.4	6.5 sec 5.0
1015018 5	1266-8/ 42.2-2.0	1305-30.4/ 43.5-7.6	429-144/ 14.3-36.0	0-218/ 0-54.4	n/a 5.0
10602815	40-00/ 1.8-0.0	361-0.4/ 16.4-0.1	1155-53.6/ 52.5-13.4	660-346/ 29.4-86.5	8.0 sec n/a

Par la formulation des seuils de l'index d'énergie, la ligne rouge est absolue. S'il y a appontage pendant un feu rouge il s'agit qu'au moins une des limites statique, mécanique ou dynamique du véhicule aérien a été dépassée. La figure 3.16 fournit les limites opérationnelles en fonction du cap du navire. Le navire avance à une vitesse de 20 noeuds avec une hauteur significative de la mer de 3 mètres. La relation de disponibilité de la piste avec le cap du navire semble linéaire. La piste la plus disponible est celle qui suit la houle directement en avant du bateau et la piste la moins disponible est celle ayant un angle relatif par rapport à la mer de 90°. Nous voyons la zone très sécuritaire le plus souvent avec la houle à 0°. La prochaine étape est de tester l'IPA en opération aérienne.

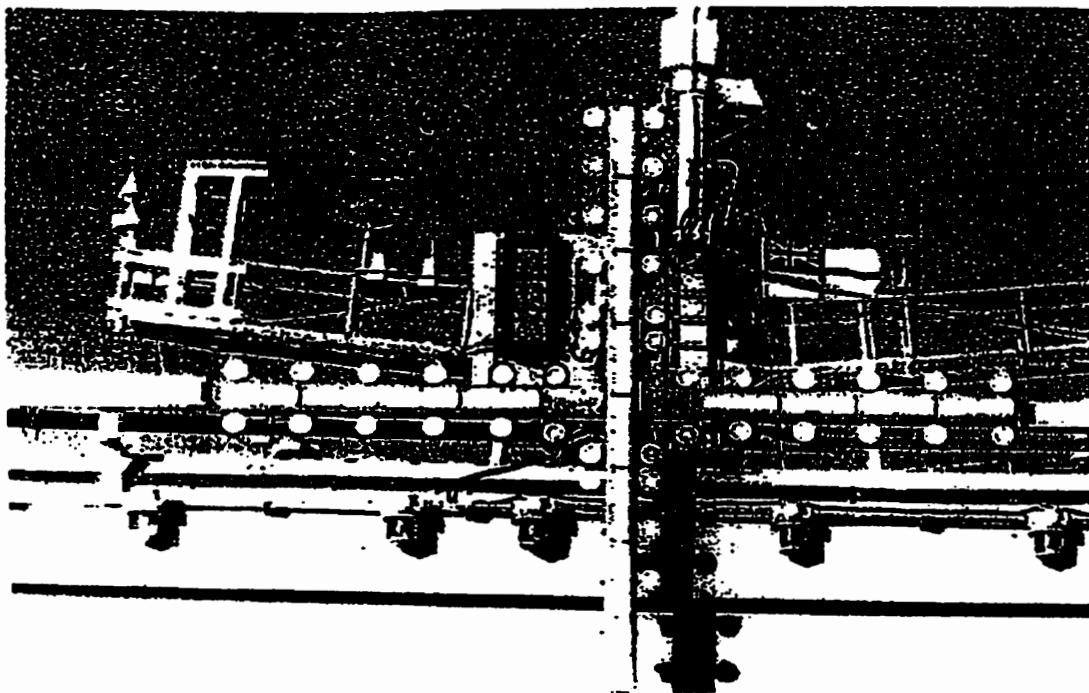
Figure 3.16-Disponibilité de la piste en fonction de cap du navire



3.6.2- Étude expérimentale

Le test de l'IPA au sein des opérations aériennes (pilotes dans la boucle) a eu lieu dans le simulateur de pilotage à l'Agence de recherche de la défense (DRA) à Bedford en Angleterre. Le test intitulé "AFS trial Tristram" avait comme but l'expansion des limites opérationnelles des hélicoptères par l'amélioration de la procédure d'approche et des points de repère d'appontage pour le pilote. Des limites opérationnelles sont mesurées en fonction de l'état de la mer, de la visibilité, de la vitesse et du cap des vents. L'expansion de ces limites produit une amélioration de la disponibilité de l'aéronef qui pourrait améliorer la flexibilité opérationnelle du navire. L'indicateur du succès est l'aptitude des pilotes

Figure 3.17- L'IPA incorporé dans la barre d'horizon à bord la frégate de Type 23



en toute sécurité et en répétition à apponter dans une rangée de conditions désirées. Plusieurs appareils ont été testés en même temps que l'IPA. Dans le cadre de cet exercice, le calcul de l'index d'énergie a été fait par un historique simulé du mouvement de navire (la frégate Type 23). L'indicateur a été communiqué au pilote comme une lumière présentée au milieu de la barre d'horizon qui est stabilisée en roulis (voir la figure 3.17). L'IPA a fonctionné pendant une variation de conditions environnementales pendant le jour et le nuit indépendamment ou avec d'autres appareils.

3.6.2.1- Les tests avec pilotes et la mission

Les techniques de tests adoptées ont été développées par les pratiques et les principes de Qualité de pilotage pour des hélicoptères de champ de bataille (Padfield, G. D, Charlton, M.T., Kimberley, A. M. 1992). Les Éléments de tâches de mission ("Mission Task Elements ou MTE") intègrent les paramètres d'évaluation indiquant les critères pour un résultat suffisant et un résultat désiré. Le MTE est une échelle sur laquelle les pilotes estiment la difficulté d'appontage. Afin d'assurer une variation en difficulté d'appontage, les conditions de l'état de la mer ainsi que l'éclairage ont été variés.

Les pilotes ont piloté le simulateur en employant les normes d'approche finales de la flotte royale. Les pilotes ont utilisé les indices sur le navire plutôt que des instruments de pilotage dans l'approche finale. Les conditions initiales étaient les suivantes:

1. Distance de la poupe: 150 m
2. Hauteur: 050 pieds
3. Décallage de la poupe: 010 m
4. Vitesse anémométrique: 015 noeuds

La pente radiogoniométrique d'hélicoptère a été approximativement calculée à 3 degrés avec un angle relatif avec la proue du navire de 165°. La visibilité a été programmée à 0.4 nm (miles nautiques) pour que les pilotes puissent se concentrer sur les indications attachées au navire plutôt que celles de l'horizon. Nous avons demandé aux pilotes de faire voler l'hélicoptère à la position 'port wait' (attente à bâbord). Le pilote a gardé sa position en vol stationnaire jusqu'à ce qu'une période de tranquillité ait été identifiée. Le pilote a alors positionné l'hélicoptère au-dessus de la piste et maintenu un vol stationnaire. Lorsque le pilote a été satisfait de sa position ainsi que du mouvement du navire, il a alors posé son hélicoptère sur le pont du navire. La simulation de nuit a été conçue afin d'être utilisée lorsqu'il fait très noir et qu'il n'y a pas d'horizon distinct visible.

Le succès de réalisation d'une tâche a été évalué à l'aide d'une liste de questions posées au pilote et par certains paramètres programmés dans le logiciel de simulation tel que le positionnement à l'appontage. Ces paramètres étaient surveillés et enregistrés pendant la course de chaque appontage. Ces informations ont été présentées aux pilotes pendant les sessions d'évaluations après chaque simulation. Chaque pilote a été évalué par le biais du système informatique pour chacun des paramètres. Chaque

paramètre analysé a été comparé avec la perception qu'avait le pilote de ce même paramètre. Les mesures des paramètres ont été structurées sur la base de l'échelle "Cooper-Harper" de qualités de pilotage ou 'Cooper-Harper handling qualities rating (HQR) scale' (Tate, LCdr. S.J.(RN). 1995). L'échelle a été choisie afin d'incorporer un élément subjectif dans l'évaluation des pilotes. Par conséquent, la mesure de réalisation d'une tâche a été partagée selon trois niveaux: 'désiré' (niveau 1), suffisant ou acceptable (niveau 2) et non acceptable (niveau 3).

Toujours concernant les paramètres d'évaluation, ceux-ci ont été mesurés par rapport à des limites opérationnelles typiques enregistrées pendant des approches et des appontages à bord d'un navire. Par exemple, des paramètres de positionnement sont mesurés comme la distance entre l'hélicoptère et la cible sur la piste. Le modèle d'hélicoptère utilisé a été celui du EH101 Merlin de la flotte royale. Le système de manutention employé était le Harpoon construit en Écosse. Pour un appontage réussi le pilote doit poser son hélicoptère sur la grille afin que la "probe" puisse s'accrocher à la grille.

Physiquement, les paramètres sélectionnés ont mesuré surtout les vitesses d'appontage et les forces de stress sur le train d'atterrissage ainsi que le temps de vol stationnaire au-dessus de la cible. L'appontage est réussi lorsque la mesure des paramètres se situe au niveau 'désiré' ou acceptable selon l'échelle Cooper-Harper.

Les missions ont été variées pour chaque pilote. L'ordre des missions était aléatoire afin d'éviter l'apprentissage par les pilotes des routines d'appontage. Une mission typique a consisté: en une approche et un appontage sans commentaire vocal (sans instruments), d'une approche et d'un appontage avec commentaire verbal (avec instruments en opérations). Les missions ont duré typiquement à peu près 2 heures. Le questionnaire est présenté dans le tableau 3.9. Les pilotes participant venaient de la flotte royale et de l'Armée de l'air de l'Afrique du sud.

Tableau 3.9-Questionnaire de qualité de pilotage; après-mission

INSTRAM POST RUN QUESTIONNAIRE

Flot: _____ Série: _____ Configuration: _____ Run No: _____

Annex A to INSTRAM
 modified Jan 1992
 MTE: 1 2

TASK CUES	Excellent	Good	Fair	Poor	Inadequate
	1	2	3	4	5

AGGRESSION	Minimal	Low	Moderate	High	Maximum
	1	2	3	4	5

TASK PERFORMANCE	Clearly within desired perf limits	Desired perf marginally achievable	Clearly within adequate perf limits	Adequate perf marginally achievable	Adequate perf not achievable
	1	2	3	4	5

TASK WORKLOAD	Minimal	Moderate	Considerable	Extensive	Intolerable
	1	2	3	4	5

SYSTEM CHARACTER	Satisfactory or better	Minor but annoying deficiencies	Moderately objectionable deficiencies	Very objectionable but tolerable deficiencies	Major deficiencies but controllable
Hold & control law	1	2	3	4	5
Inceptor	1	2	3	4	5

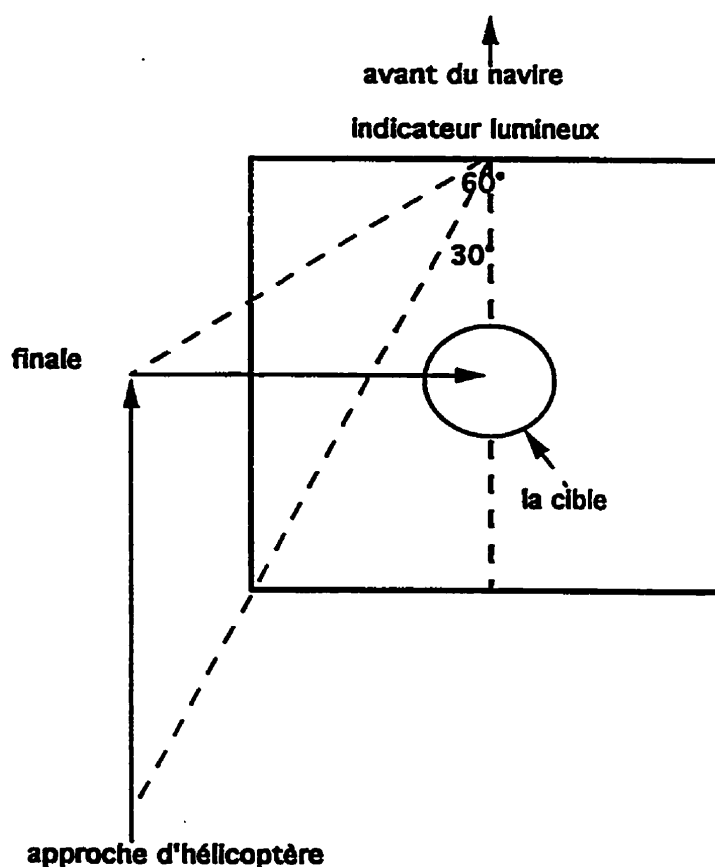
HOR	1	2	3	4	5	6	7	8	9
-----	---	---	---	---	---	---	---	---	---

Influencing Factors		--	-	0	+	++
TASK CUES	Electro-luminescent panels					
	Line-up cues					
	Horizon bar					
	Hover position display					
	Instruments					
VEHICLE & CONTROL LAW	Acceleration cues (missed/negative)					
	Primary response					
	Stability					
INCEPTOR	Vehicle limits					
	Mech characteristics (breakout, friction)					
	Sensitivity (response/displacement)					

3.6.2.2- Les résultats

Vingt missions ont été faites avec l'IPA visible à l'appontage. Les pilotes ont trouvé le système utile comme indicateur du mouvement de navire. Ils ont trouvé le système utile pour l'identification des meilleurs moments pour un appontage sécuritaire. Les pilotes ont trouvé la présentation d'informations acceptable surtout comme une seule lumière intégrée au milieu de la barre d'horizon. L'approche typique des hélicoptères dans la flotte royale ramène l'aéronef en vol stationnaire sur le côté de la piste du navire parallèle à la cible et quelques pieds au-dessus

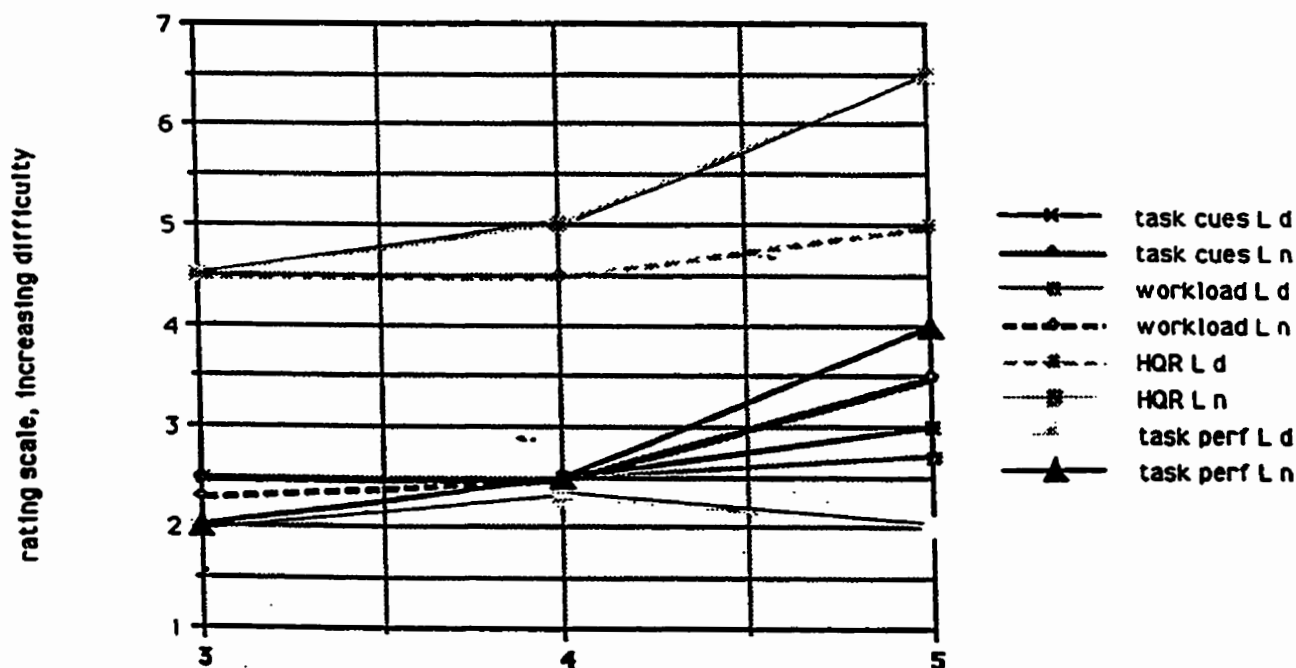
Figure 3.18- L'approche typique des hélicoptères dans la flotte royale



du toit du hangar. Dans cette position, l'IPA est utilisé pour déterminer la quantité du mouvement du navire actuel et pour l'identification des tendances du mouvement du navire. Ces informations ont été utilisées afin de déterminer le meilleur moment de passer au-dessus de la piste. Lorsque l'hélicoptère était positionné au-dessus de la piste, le pilote a utilisé l'IPA pour confirmer l'identification d'une bonne enveloppe d'appontage. Selon les commentaires, les pilotes pouvaient dépenser plus d'effort pour le positionnement de l'aéronef à la place de l'analyse du mouvement de navire. L'indicateur a été particulièrement utile pendant les appontages de nuit. Puisque les indications telle que l'horizon ne sont pas visible, l'IPA a fourni les données nécessaires pour apponter avec confiance et en toute sécurité. Les essais ont été faits jusqu'à l'état de la mer 5-6 (Échelle indiquant l'agitation de la mer; hauteur significative de la mer à 4-5 mètres).

La figure 3.19 montre une analyse des performances de pilotage pendant les essais du programme TRISTRAM. Il est intéressant de remarquer la séparation claire entre les activités de pilotage de jour et celles de nuit. Ces résultats montrent que l'effet de la mer sur les performances des pilotes est plus important la nuit que le jour. Cela suggère que les indicateurs visuels sont d'une importance critique afin de contrer l'effet de la mer surtout pendant la nuit.

Figure 3.19- Évaluation des performances de pilotage, jour et nuit

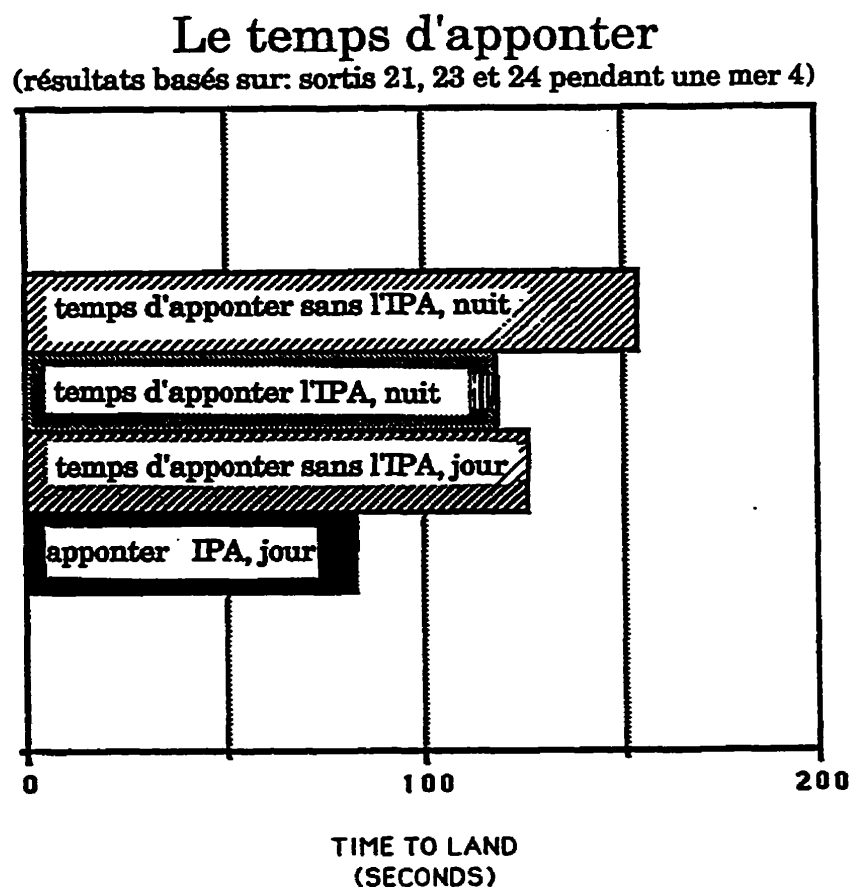


Selon les commentaires des pilotes, ceux-ci ont estimé que l'IPA était trop conservateur. Il y avait des conditions où normalement ils appontaient pendant que l'IPA indiquait qu'il y avait danger. En plus, quelques pilotes ont trouvé que 5 secondes était un peu rapide, cependant ils ont trouvé le système en général très utile afin de confirmer une période de tranquillité. Des échantillons des réponses des pilotes sont fournis en **annexe D**.

Les appontages avec ou sans IPA ont été comparés (voir figure 3.20). Les approches ont été évaluées, le jour et la nuit, avec et sans l'IPA depuis un point de cheminement jusqu'à la cible sur la piste. En moyenne, cela prend à peu près 50 secondes de plus pour apponter pendant la nuit par rapport au jour. Pendant le jour sans l'IPA, les appontages étaient aussi

longs que les appontages avec l'IPA pendant le nuit. Les appontages de nuit sans l'IPA ont pris 25 secondes de plus que les appontages avec l'IPA. L'IPA a fourni une fonction positive surtout au niveau de l'amélioration de la confiance du pilote.

Figure 3.20 - L'appontage depuis un point de cheminement à la cible



L'IPA a été testé dans les simulateurs de pilotages au Royaume-Uni et aux États-Unis. L'IPA a été essayé à bord des navires aux États-Unis et en Allemagne. Les tests sont discutés dans le prochain chapitre.

CHAPITRE 4 - TESTS DE L'IPA, EXPÉRIMENTATION

4.0- Programme de tests par expérimentation en mer: Introduction

L'hypothèse comme quoi nous pouvons créer un index pour un indicateur qui décrit les systèmes de la couche limite, la topographie de la mer (la houle), l'atmosphère, le mouvement du navire (la somme des forces venant de la mer et de l'atmosphère) et l'hélicoptère, a fait ses preuves dans les tests discutés au chapitre 3. La relation empirique a été conçue afin de fournir au pilote une évaluation du mouvement de la piste du navire en fonction des stabilités de son hélicoptère. La relation est basée sur les trois étapes du calcul des coefficients de l'index d'énergie. La première étape est le calcul analysant la relation entre les divers degrés-de-liberté et leurs vitesses. Comme deuxième étape, les relations entre les degrés-de-liberté couplés sont calculées. Finalement, les limites mécaniques et dynamiques du véhicule sont introduites. Aussitôt que les coefficients des divers paramètres sont établis, les données sont mises-au-point pour les premiers calculs de l'index d'énergie. En effet, l'index d'énergie fournit une évaluation des effets de la couche limite d'un système parfaitement décrit (mouvement du navire) et plusieurs autres systèmes de haute complexité (l'interface de l'atmosphère et la mer) sur une extension du navire (l'aéronef) par observation ou par analogie.

Dans le laboratoire, une valeur de l'échelle de l'index correspond à une condition d'environnement du navire en fonction des paramètres d'un véhicule aérien. La forte corrélation entre une valeur de l'index d'énergie et sa signification physique concernant les systèmes impliqués a été documentée en employant les données enregistrées ou simulées dans le

laboratoire ou le simulateur de pilotage (environnement contrôlé). L'index fonctionne bien dans le monde parfait du laboratoire. La prochaine étape est la conception et l'exploitation d'un système capable de définir le navire (mesurer les mouvements du navire), de traiter et de manipuler ces informations enregistrées par les instruments de mesure et de calculer l'index d'énergie afin d'allumer un indicateur en temps-réel (délai invisible). Le but de ce chapitre est de décrire la conception du système de l'indicateur des périodes d'appontage, le logiciel, le matériel ainsi que les premiers tests réalisés à bord des navires.

4.1- La conception de l'IPA, logiciel

La figure 4.1 montre l'organigramme du système fonctionnel. Tel qu'indiqué, un ensemble d'instruments est utilisé pour les mesures du mouvement du navire. Le logiciel est partagé en quatre éléments: le soutien de la boîte d'instrumentation, l'interface de matériel incluant le conditionnement de signaux et la conversion de données analogiques en données digitales, l'interface de logiciel (entre le logiciel soutien de matériel et l'IPA) et le logiciel de l'IPA. La boîte d'instrumentation est composée de 16 canaux de données (tel que roulis, tangage, etc) enregistrées en informations analogiques (voir la section 4.2 pour une discussion portant sur les instruments). La boîte de l'interface de matériel est partagée entre le traitement des signaux venant de la boîte d'instrumentation et les conversions des informations analogiques en

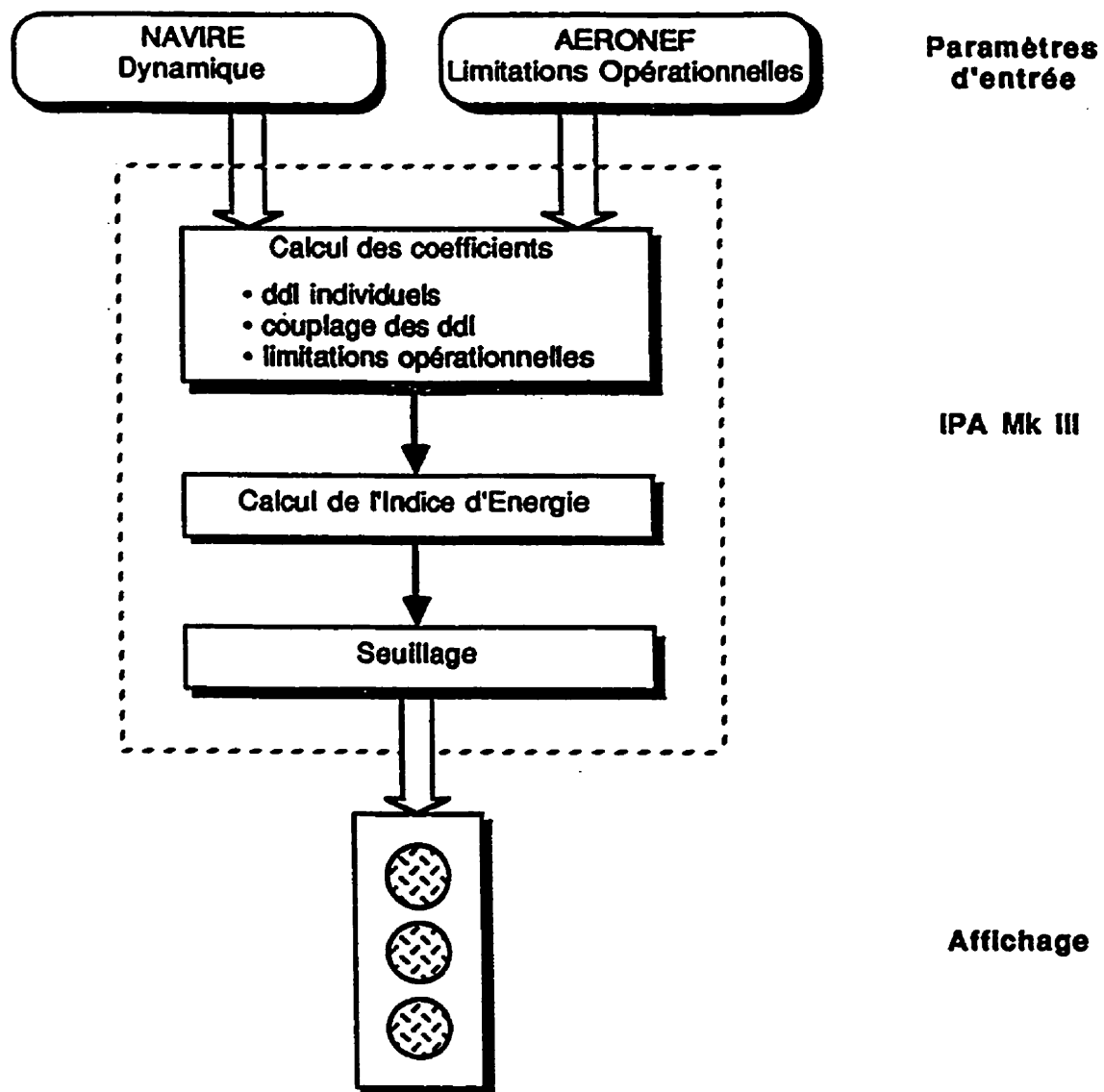


Figure 4.1- Organigramme du système de l'IPA

informations digitales. Un système de conditionnement de signaux est installé afin d'éliminer des signaux fictifs (voir la figure 4.2). Étant donné que ces mesures sont sensibles, il est nécessaire de filtrer les informations ou les données fictives. Un filtrage dit "anti-aliasing" est utilisé afin d'éliminer des signaux fictifs. Les signaux filtrés sont convertis en données digitales.

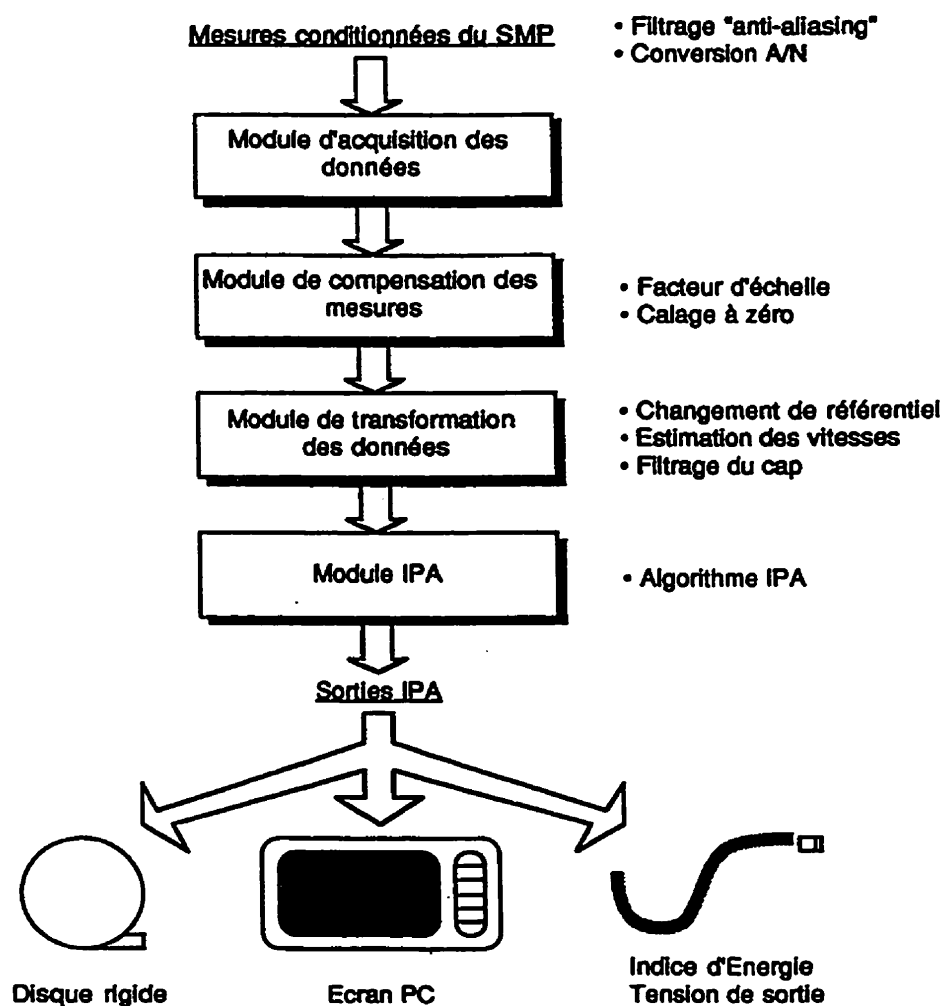


Figure 4.2- Organigramme du logiciel de l'IPA

Ces données sont transmises au module d'acquisition des données (l'interface logiciel) qui dirige le logiciel pour le traitement des données. L'interface logicielle est partagée en deux éléments: le module de compensation des mesures et le module de transformation de données. Le but du module de compensation des mesures est l'application des indices ou des échelles sur les informations digitales et la compensation pour les biais ou des écarts et des mésalignements (l'ajustement de calage à zéro) dans les mesures. À partir du calage à zéro, les données sont transmises au module de transformation des données. Dans ce module, les données sont modifiées pour le changement de référence. Les vitesses nécessaires sont calculées et un autre filtrage pour le cap est imposé. Plus précisément, le module fournit au logiciel de l'IPA les vitesses angulaires du navire transformées du référence du navire $\{p, q, r\}$ aux vitesses angulaires d'Euler $\{\phi', \theta'\}$. Les accélérations enregistrées par les accéléromètres sont modifiées en enlevant l'accélération de gravité en Z pour que les données puissent représenter la référence locale. Les estimés des vitesses latérales et verticales sont calculées dans la référence locale. L'organigramme du traitement des données à travers le module de transformation décrit plus haut est montré à la figure 4.3. C'est à partir de la fin du traitement des données que les informations sont prêtes pour le calcul de l'index d'énergie dans le module de l'IPA. Le module de l'IPA est partagé en deux sections: le calcul des coefficients modifiant les degrés-de-liberté en fonction des limites mécaniques et dynamiques de l'aéronef et le calcul de l'index d'énergie. Les calculs du module de transformation sont fournis en **annexe E**.

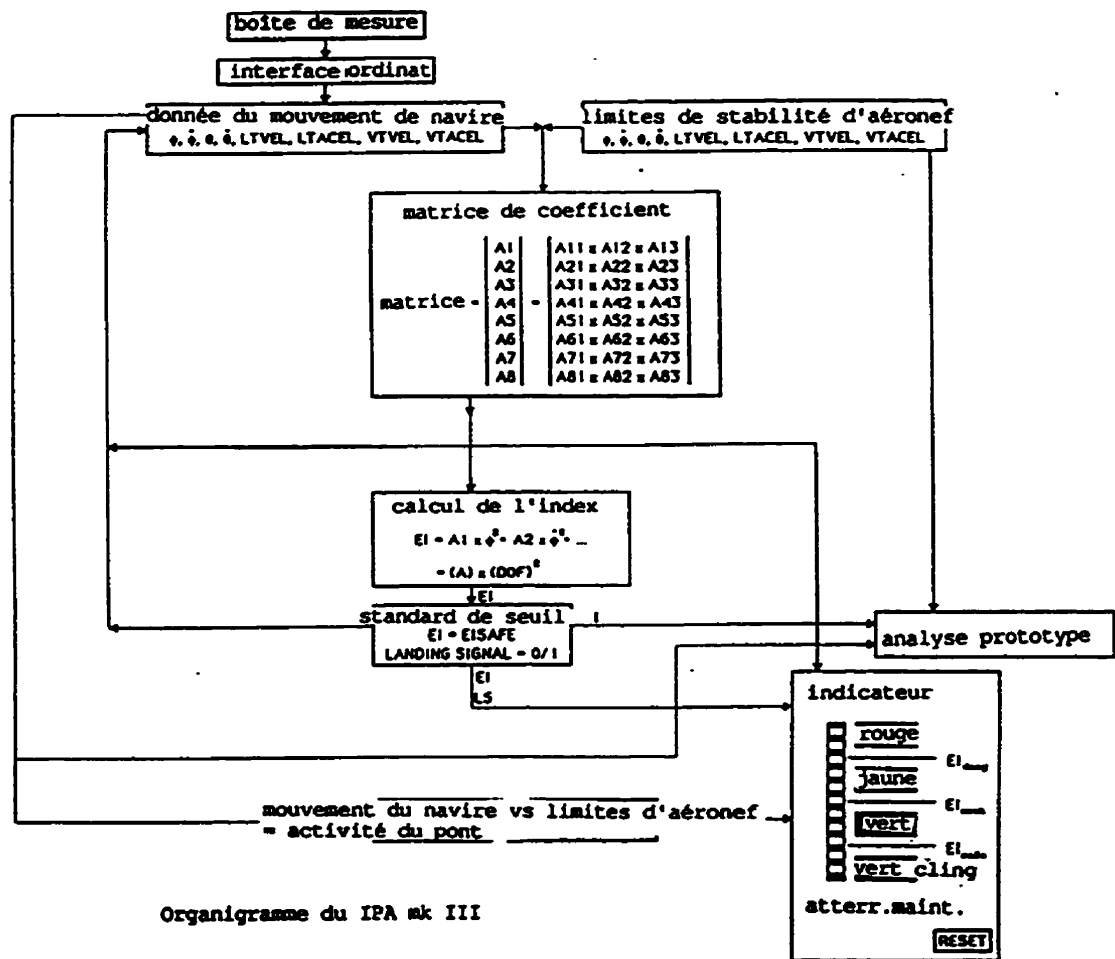


Figure 4.3- Organigramme du traitement des données

4.2- La conception de l'IPA, matériel

L'organigramme du matériel du système de l'IPA est montré à la figure 4.4. La boîte d'instrumentation est composée de:

1. Pendule angulaire en roulis
2. Pendule angulaire en tangage
3. pendule angulaire en lacet
4. Gyromètre de 3 axes qui fournit les vitesses X', Y', Z' dans la référence du navire.

5. Accéléramètre en X"

6. Accéléramètre en Y"

7. Accéléramètre en Z"

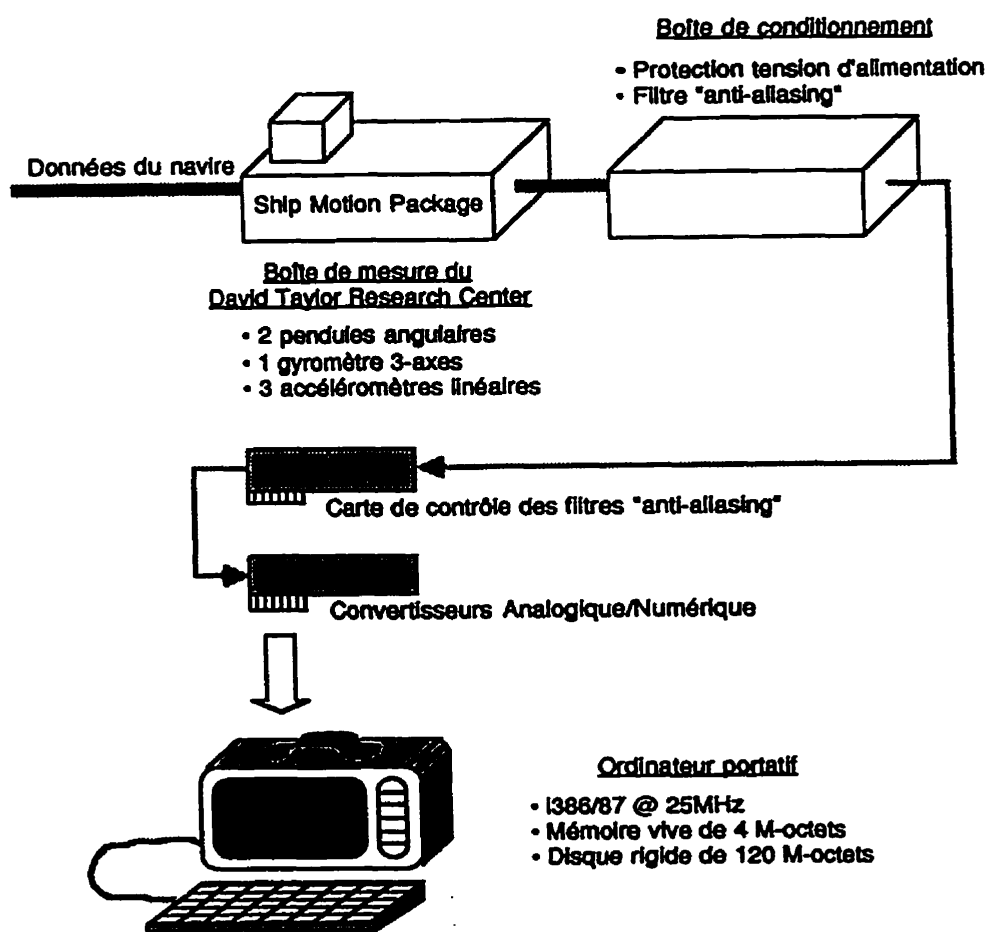


Figure 4.4- Organigramme du système de matériels

Il y a 16 canaux de données sortant de la boîte ainsi que 4 canaux disponibles pour enregistrement et entrant à la boîte d'instrumentation. Les canaux disponibles sont normalement consacrés aux paramètres venant du centre inertiel du navire tel que le cap et la vitesse du navire. Les canaux entrant à la boîte sont capables de traiter les informations synchronisées typiques des centres de navigations inertielles des navires d'aujourd'hui. La figure 4.5 montre la boîte d'instrumentation assemblée.

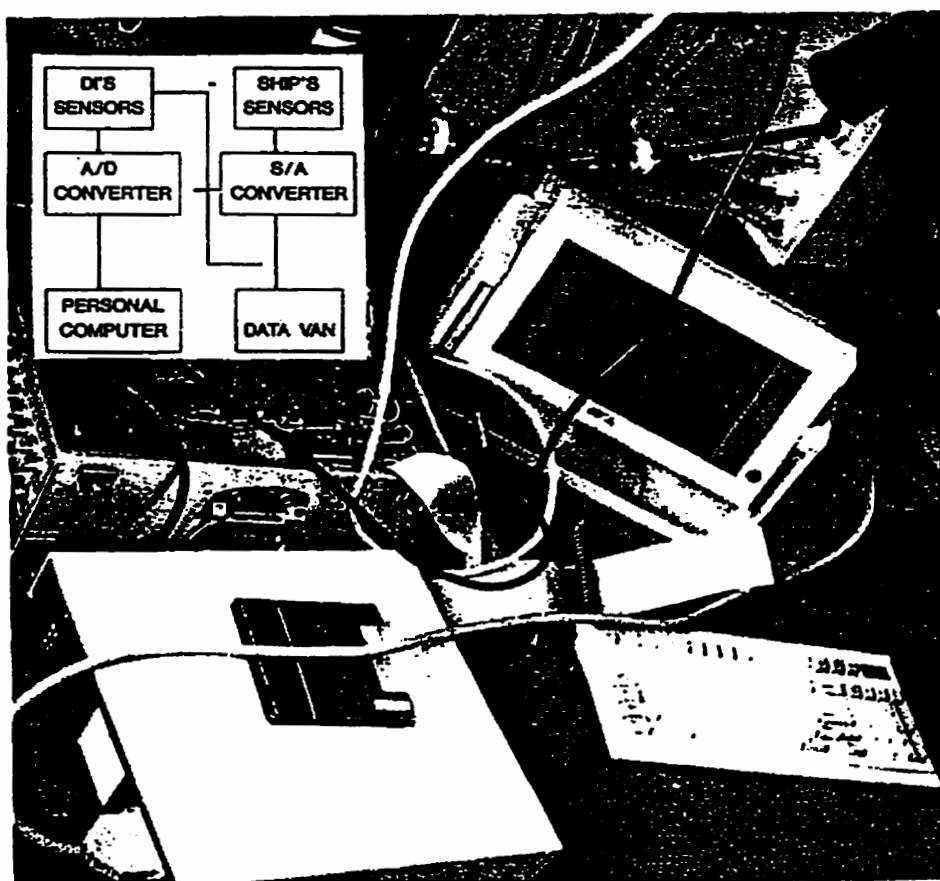


Figure 4.5- Boîte d'instrumentation du système de l'IPA

4.3- Les tests du système, laboratoire

Le projet universitaire a été approuvé par la Marine américaine en 1992. Grâce à une bourse du gouvernement américain, la boîte d'instrumentation a été prêtée par la Marine américaine (Naval Air Warfare Center (NAWC) à Patuxent River, Maryland au début du projet puis du Naval Sea Warfare Center (NSWC) à Carderock, Maryland à la fin du projet universitaire) et branchée au système de conditionnement-ordinateur portatif (conçu et assemblé à Montréal) afin de réaliser les premiers tests en mer. Avant que le système ne soit amené en mer, le système a été testé dans le laboratoire à Montréal (puis à NAWC) sur une table d'inclinaisons. Les tests ont démontré que le système a été capable de mesurer avec précision une valeur statique puis de calculer l'index d'énergie représentatif de la condition. Les étapes faites en collaboration avec NAWC vers le premier test en mer de l'IPA sont indiquées au tableau 4.1. La première phase du programme, le test en laboratoire, a duré 3 mois. La méthodologie de tests a prévu des évaluations dans le simulateur de pilotage par des scientifiques et puis par des pilotes. En réalité, la bourse a fourni les fonds suffisants pour un test dans le simulateur de pilotage. Il n'a pas été jugé que les tests limités dans le simulateur de pilotage représentaient une barrière intellectuelle ou scientifique pour la réalisation du test de l'IPA en mer. Par contre, les tests réalisés par le système physiquement excité par un degré-de-liberté ou par une série de degrés-de-liberté, sont indiqués au tableau 4.2. Les résultats démontrent clairement que les réponses du système interprètent correctement les conditions programmées. Par exemple, lorsque l'impulsion était de quatre

degrés en roulis, le système a enregistré quatre degrés en roulis et a calculé un feu vert de l'IPA. Tous les exercices demandés au tableau 4.2 ont été réalisés sans erreur (Semenza,J.1992). L'évaluation du temps de montée a été le seul paramètre que le NAWC n'a pas évalué en laboratoire. L'évaluation du temps de montée avait besoin des enregistrements du mouvement du navire en mer.

Tableau 4.1- Test d'IPA et des conditions de test (USN)

Étape	Objectif	Commentaire
1	Transfert de l'IPA au NAWC	Familiarisation des ingénieurs du Dépt d'I-D avec l'IPA
2	Documentation portant sur le calcul des coefficients de l'IPA	Validation d'analyses utilisées dans la conception du programme de l'index d'énergie
3	Programmation de l'IPA dans un PC de l'USN	Vérification du temps de montée-Historiques synthétiques
4	Programmation de l'IPA dans le simulateur de pilotage	Vérification du temps de montée et de l'utilité de l'IPA en employant un pilote
5	Déploiement de l'IPA à bord d'un navire	Vérification du temps de montée en temps réel

Un représentant de NAWC est venu à Montréal (19-22 mai, 1992) afin de surveiller les derniers tests en laboratoire de l'IPA avant le premier test en mer. Les tests de calibration en employant des enregistrements du mouvement du navire et des limites opérationnelles d'hélicoptère sélectionnés pour le premier test en mer ont été réalisés au centre de tests aéronautiques de l'usine 4 à Bombardier, Inc. Canadair après les heures de travail. Les tests ont été proposés par l'USN, M. Kahawita de la Polytechnique de Montréal et M. Le Bihan de la Direction des Constructions navales (DGA, France).

Le premier test a été une validation de la simulation du mouvement du navire. Nous avons comparé des enregistrements avec les historiques simulés du mouvement du navire. Les moyennes maximums ont été comparées, les résultats sont présentés au tableau 4.3. Selon le tableau 4.3. la majorité des moyennes par degrés-de-liberté examinées ont été semblables à l'exception de l'accélération latérale. La variation a été provoquée par une erreur de programmation concernant le calcul du vecteur de gravité couplé avec le roulis.

Tableau 4.3- Comparison entre les historiques du mouvement du navire enregistrés et simulés (FFG22A2, DR33).

	phi	phi'	theta	theta'	Z'	Z''	Y'	Y''
simulé	±4.3	±4.0	±4.5	±4.5	±12	±12	±4.0	±3.5
enreg.	±5.0	±2.0	±4.5	±3.0	±9.5	±11.5	±4.0	±11.5

Un test afin de trouver le temps pour que les coefficients puissent convergés sur une variation de sigma minimum a été essayé. En utilisant les historiques simulés, les coefficients ont convergé après plus de cinq minutes et seulement lorsque les historiques ont duré suffisamment longtemps pour qu' ils puissent converger. En employant les données enregistrées, les coefficients n'ont jamais convergé. Suite à ce test, la philosophie de convergence a été modifiée. Puisque la houle est aléatoire en caractère, il est impossible que la variation entre les données t_2-t_1 et t_1-t_0 soient convergentes. Nous avons identifié des exceptions dans le cadre d'une mer unidirectionnelle et complètement développée (telle que nous trouvons parfois au milieu de l'océan).

À la fin des tests de l'IPA, à partir du système assemblé (boîte d'instrumentation de mesure du mouvement du navire), conditionnement de signaux et ordinateur de l'IPA (répétition des tests statiques et patiellement dynamiques faits à NAWC) nous avons reçu l'approbation pour le test en mer. Selon l'USN (Semenza, J. projet USN-1380.RW40J. 26May1992) il y a eu suffisamment de démonstrations de l'IPA pour que, en premier lieu, le test en mer puisse être réalisé en toute sécurité et en deuxième lieu, que la probabilité soit suffisamment élevée pour que les résultats montrent le bon fonctionnement de l'IPA.

4.4- Les tests du système, en mer

Le système a été transporté au port militaire de San Diego et à bord du navire FFG41 qui a été réservé pour divers tests de systèmes

expérimentaux de la Marine américaine. L'IPA a été installé dans la cabine au-dessous de la piste utilisée par l'officier de contrôle de vol. L'officier avait son panneau d'instrumentation normal, la vue de la piste et l'IPA disponible. La boîte d'instrumentation a été placée sur le plancher de la cabine et l'IPA calibrée basée sur le comportement de la boîte sur le plancher pendant que la frégate était encore attachée au quai. Les buts du test étaient l'analyse du fonctionnement de l'IPA en temps réels et l'analyse de la réponse de l'IPA à l'extérieur du laboratoire.

Le navire est parti le 1 mars, 1994. L'IPA a été testé pendant 48 jours en mer. Un journal de bord a été soigneusement rempli indiquant les informations concernant le navire et la mer et qui ne sont pas enregistrées par l'ordinateur (extrait sur le tableau 4.4). Un fonctionnement durait 20 minutes à la fois. Le nombre de fonctionnements enregistrés était directement relié aux conditions environnementales et à l'opération du navire. Des conditions de mer non-agitée ont provoqué un enregistrement dans le système de l'IPA. Par contre, des conditions de mer agitée ou des mouvements aggrégés du navire ont provoqué plusieurs enregistrements de l'IPA. Les figures 4.6 - 4.11 (run 2) montrent un extrait d'un fonctionnement de l'IPA. La figure 4.12 présente un exemple d'un temps de montée. Malgré le glissement de fréquence normal dans les unités de détection, l'IPA a rapporté, selon l'ingénieur en chef du test de l'USN (Semenza, J.projet-USN 13820.28Apr1994) correctement les conditions présentées à l'ordinateur à travers la boîte d'instrumentation. Cependant, certaines des réponses de l'IPA ont étonné l'entourage à bord du navire.

Tableau 4.4- Extrait du Journal du bord de l'IPA

SMP run#	Date	Time Begin	Run Time	LAT	LONG	Swell Dir/Ht/Pd	Wave Dir/Ht/Pd	Event numbers
9	3-9-92	1622	19.9	N32.46.72	W79.03.52	070/2/2	070/2/1	1,2,3,4
22	3-10-92	1028	20.0	N34.04.5	W75.20.4	185/3/2	185/2/1	44,45,46,47
24	3-10-92	1110	20.0	N33.57.0	W75.29.1	185/3/2	185/2/1	51,52,53
26	3-10-92	1336	19.8	N33.41.5	W75.34.5	185/3/3	180/3/2	68,69
30	3-10-92	1458	20.0	N33.41.5	W75.21.4	185/3/3	180/3/2	68,69
32	3-10-92	1534		N33.43.6	W75.18.6			70

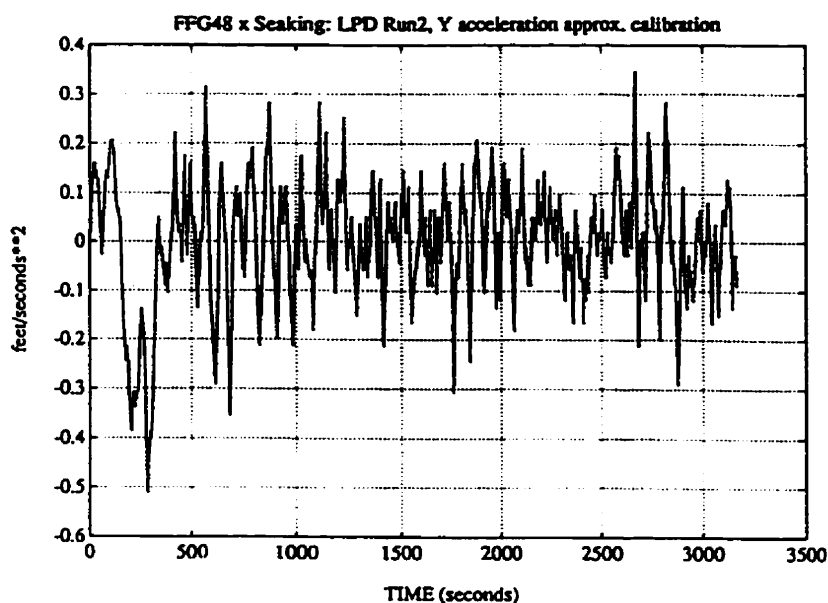


Figure 4.6- Extrait de données du fonctionnement de l'IPA (run 2)

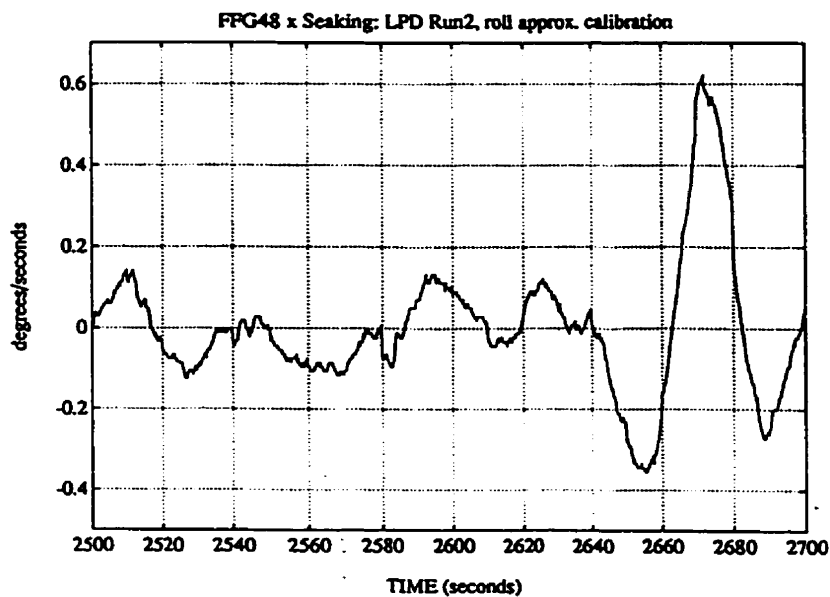


Figure 4.7- Extrait de données du fonctionnement de l'IPA (run 2)

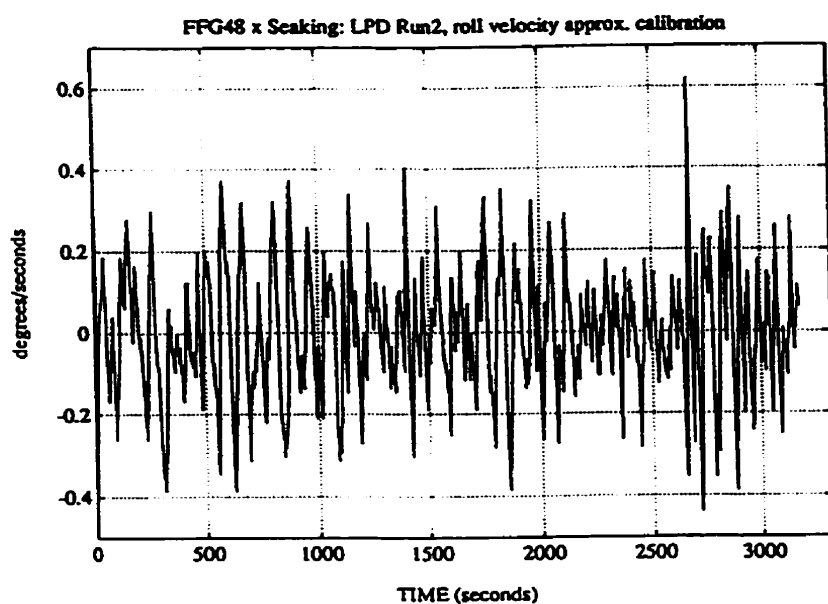


Figure 4.8- Extrait de données du fonctionnement de l'IPA (run 2)

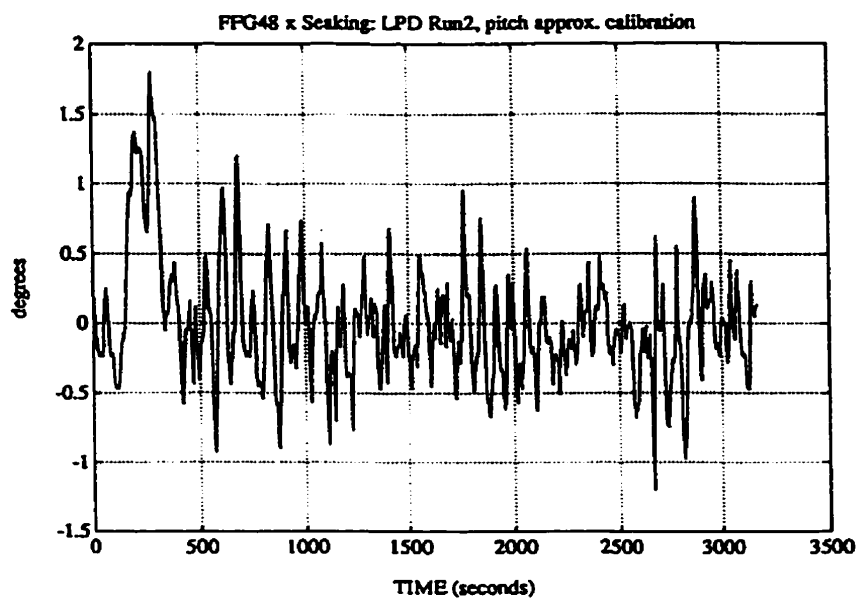


Figure 4.9- Extrait de données du fonctionnement de l'IPA (run 2)

Figure 4.11- Extrait de données du fonctionnement de l'IPA (run 2)

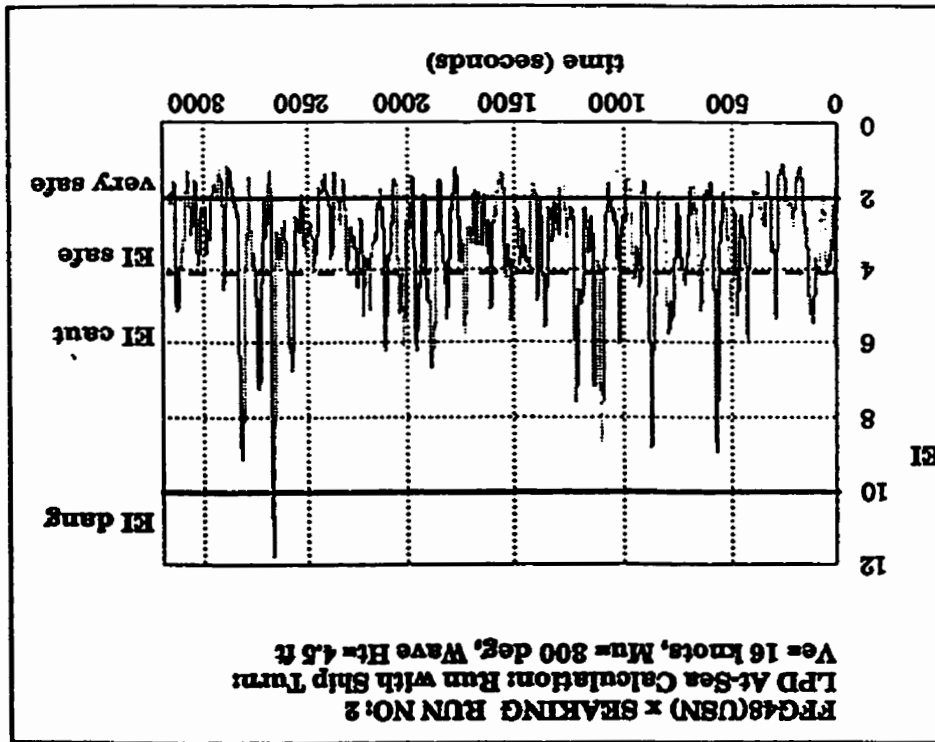
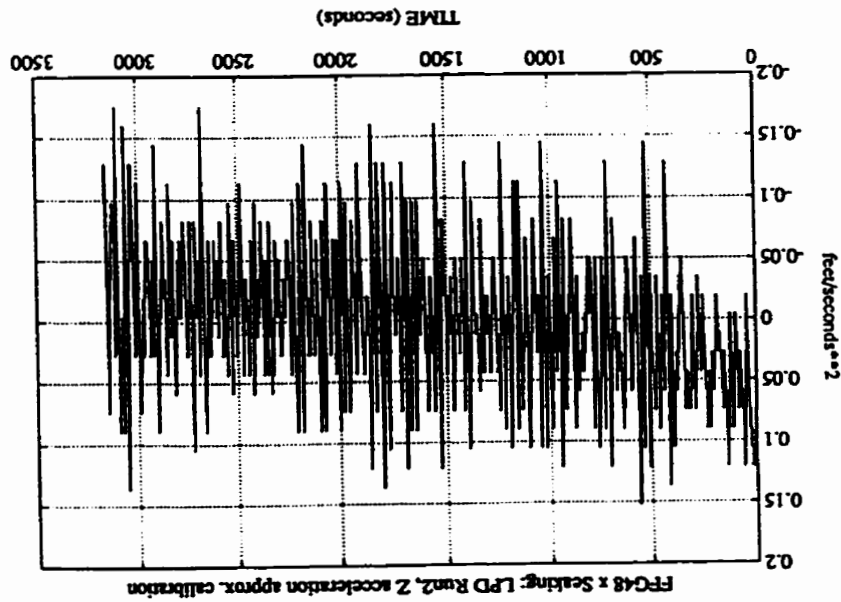


Figure 4.10- Extrait de données du fonctionnement de l'IPA (run 2)



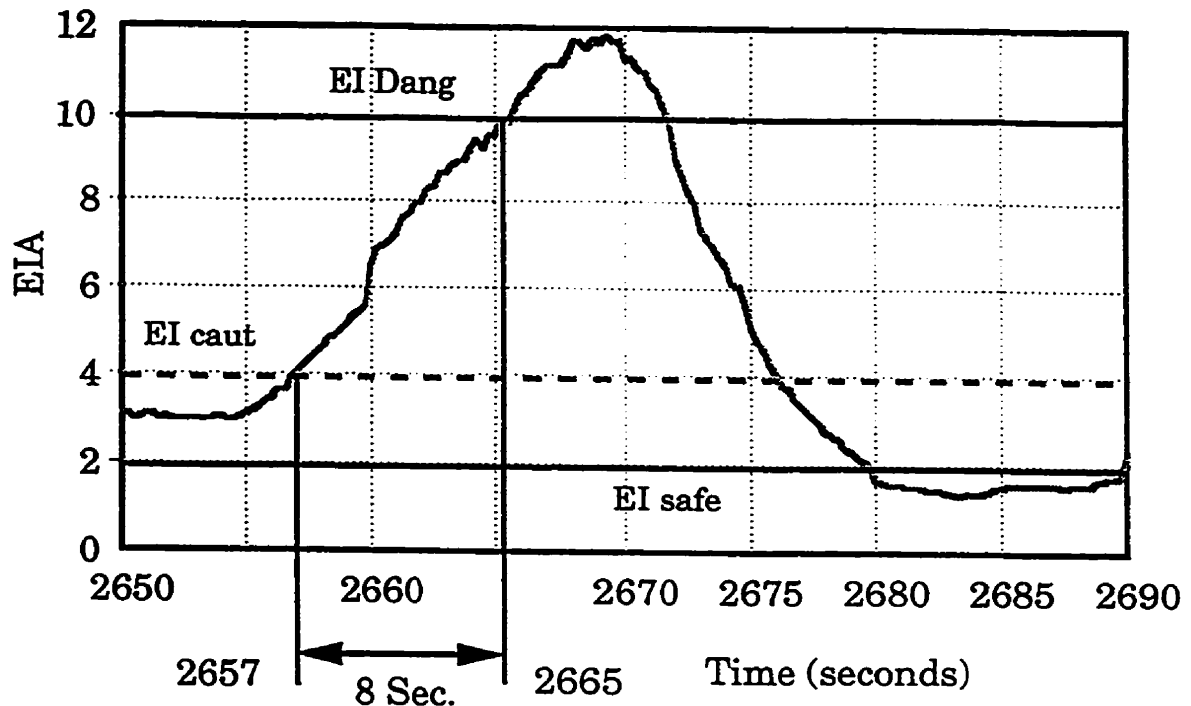


Figure 4.12- Extrait de données du fonctionnement de l'IPA (run 2):

le temps de montée

Lorsque le navire s'installe dans un gîte (à peu près de 5 degrés), l'IPA calcule l'index d'énergie comme étant "feu rouge" (condition non-acceptable). Un gîte est une condition semi-permanente où le navire, pour plusieurs raisons (hydrostatique et hydro/aérodynamique), s'installe à une nouvelle attitude d'équilibre. La situation présente au pilote une pente légère avec parfois peu de mouvement associé. La situation est sécuritaire et le pilote est capable de poser son aéronef sans incident. Selon la philosophie de l'index, un gîte est néanmoins un déplacement non-négligable et présente à l'index d'énergie des accélérations importantes. Le résultat est le calcul d'un feu rouge (condition dangereuse). Par contre, un gîte représente une situation minoritaire stable avec des incidents apparaissant de façon régulière. Une solution du problème peut être

dérivée de l'analyse de déplacement sur temps. Si la condition est décrite par une attitude du navire avec les degrés-de-liberté angulaires mesurés inférieurs à 2 ou 3 degrés, il est possible de les éliminer du calcul (après que le navire est être mesuré "stable" après 5 minutes, par exemple). La question de gîte et son traitement par l'IPA devrait être étudiées dans les prochaines phases de développement de l'IPA.

L'IPA dans la configuration décrite plus haut (boîte d'instrumentation venant de NAWC, etc.) a été testé à bord d'une autre frégate (1994) américaine et d'une frégate allemande (1995), toujours avec les mêmes résultats. Le document intitulé: "Lastenheft der Erprobung des Landungsintervall-anzeigeres" (SG II 8 ProB F123.30.01.1995) fournit à l'USN les tâches pour le test ("Aufgaben der Erprobung"). Les objectifs ont été les suivants:

1. définir les périodes de tranquillités acceptable pour le décollage et l'appontage du NH-90 (hélicoptère) ainsi que la durée des périodes de tranquillités.
2. démontrer la capacité de l'IPA à prédire les périodes de tranquillités.
3. identifier les besoins des systèmes de visualisations pour les pilotes et l'officier de contrôle de vol ("Flugdeckmeister").

La figure 4.13 montre les coordonnées du centre de test de l'IPA. L'IPA a été placée pour que le hangar ouvert puisse donner une orientation avec des points de repères complets à la situation actuelle à l'extérieur du hangar.

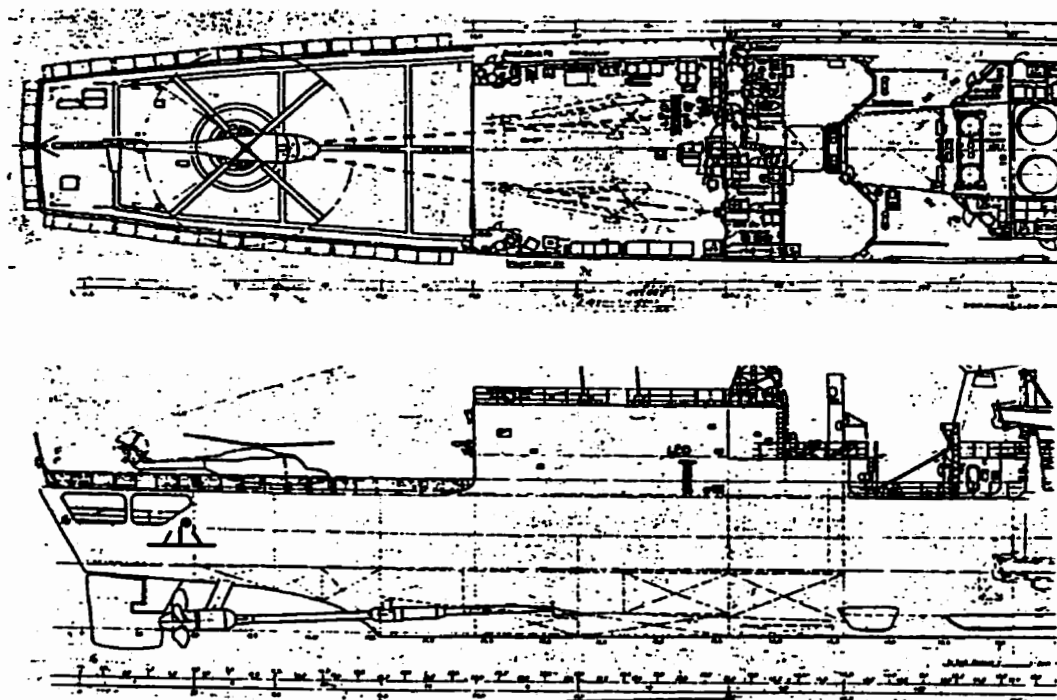


Figure 4.13- L'installation de l'IPA à bord de la frégate allemande

Le plan de test a demandé que les données soit enregistrées en intervalles de 20 minutes pour un minimum de 10 fichiers de données. S'il y a lieu, au moins un incident de temps de montée devrait être analysé. Le système a été transféré à bord de la frégate FGS EMDEN le 10 avril 1995. La figure 4.14 montre le banc d'essai du système. Les composantes derrière le banc d'essai sur le plancher de la piste sont: la boîte d'instrumentation et l'unité de conditionnement de signaux. Sur le banc on retrouve les ordinateurs de l'IPA; de l'USN à gauche et de l'IPA originale à droite. La figure 4.15 présente le concept de l'IPA intégrée dans la bare d'horizon attachée à la surface de hangar.



Figure 4.14- Le banc d'essai de l'IPA à bord du EMDEN

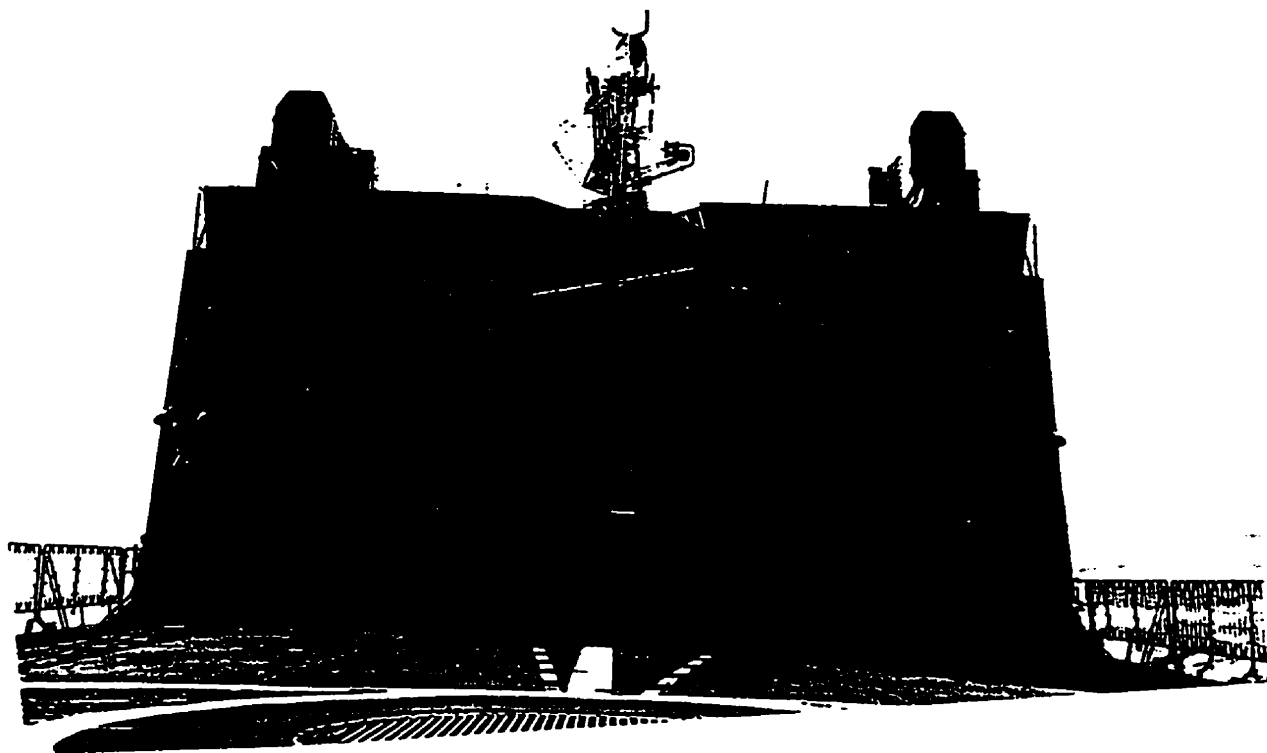


Figure 4.15- L'integration de l'IPA dans la barre d'horizon

Le système a été nivelé en fonction de la pente de la piste pendant que le navire était encore attaché au quai (à Frederikhav'n, Danemark). Le navire est parti le 11 avril et navigait vers Frederickshaven en Allemagne. Le tableau 4.4 donne la liste des fichiers d'enregistrements réalisés pendant le voyage.

Tableau 4.4- Les fichiers d'enregistrements faits à bord du EMDEN

fichier	vitesse du navire	cap du navire	hauteur de la houle	période de la houle	commentaires
Deutsch1	20 noeuds	65 deg	0.5 m	5 sec	départ
Deutsch2	23 noeuds	04 deg	0.5 m	5 sec	virages
Deutsch3	15 noeuds	0-180 deg	0.5 m	5 sec	virages
Deutsch4	0-15-0 no.	0-90 deg	0.5 m	5 sec	arrêts
Deutsch5	0-15 noeud	0-90 deg	0.5 m	5 sec	brouillard
Deutsch6	0-20 noeud	0-90 deg	1 m	7 sec	venteux
Deutsch7	0-21 noeud	0-200 deg	1 m	7 sec	11 fois temps de montées
Deutsch8	23 noeuds	45 deg	1.5 m	7 sec	stabiliz- ateurs
Deutsch9	23 noeuds	45 deg	1.5 m	7 sec	stabiliz- ateurs
Deutsch10	21 noeuds	140-60 deg	1 m	7 sec	virages
Deutsch11	21-15 noe	60 deg	1-0.5 m	7-5sec	n/a
Deutsch12	15-0 noeud	60 deg	0.5 m	5 sec	arrivé

Les figures 4.16 - 4.21 montrent des exemples de temps de montée enregistrés pendant le voyage. A tout instants, les temps de montée ont toujours respectés le délai minimum calculé pour le navire (+ 4.5 secondes).

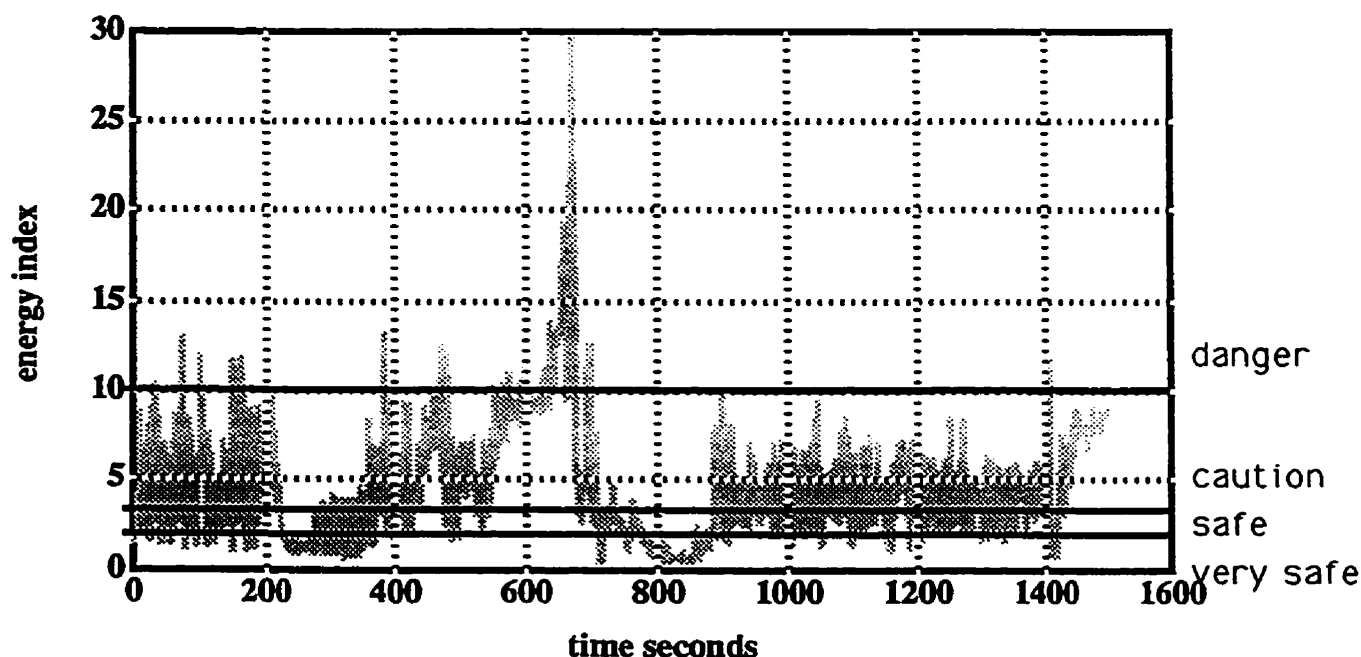


Figure 4.16- Temps de montée pendant le voyage du FGS Emden

LPD x FGS EMDEN (Angabe) run 4 energy index (Tatkraftregister)

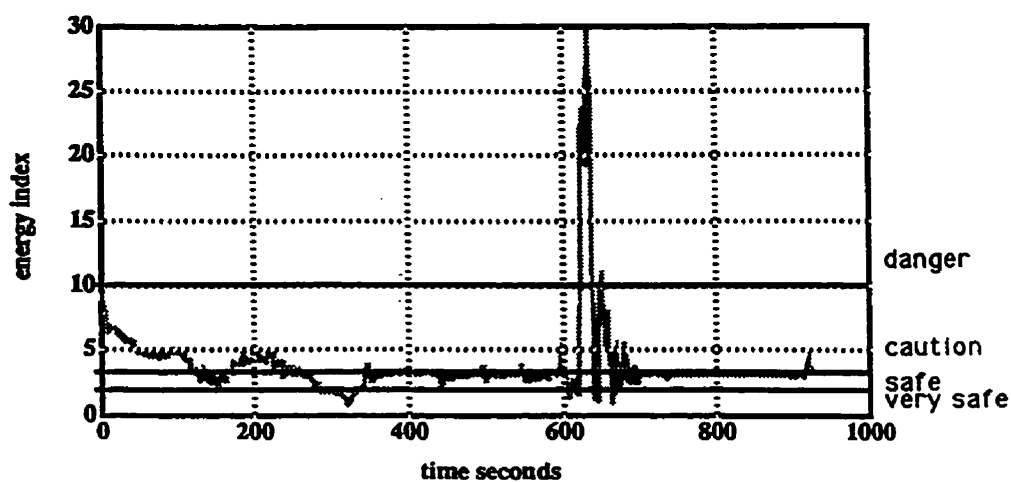


Figure 4.17- Temp de montée pendant le voyage du FGS Emden

LPD x FGS EMDEN (Angabe) run 5 energy index (Taktregister)

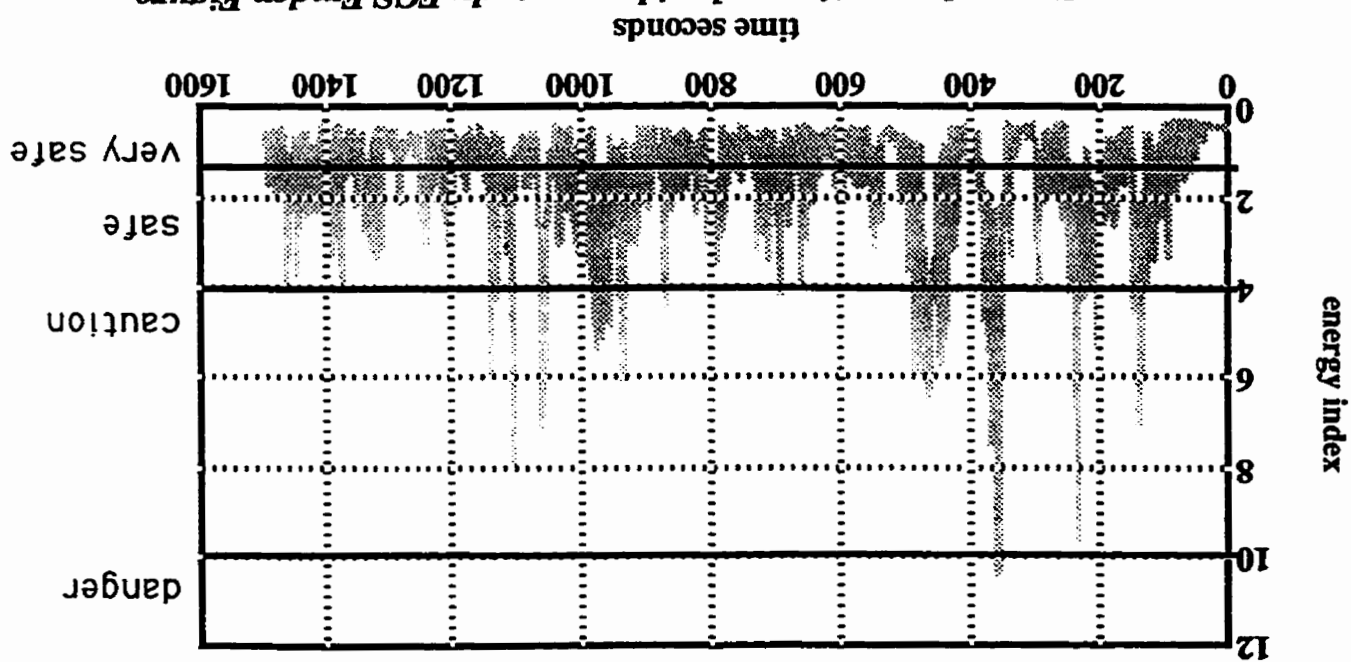
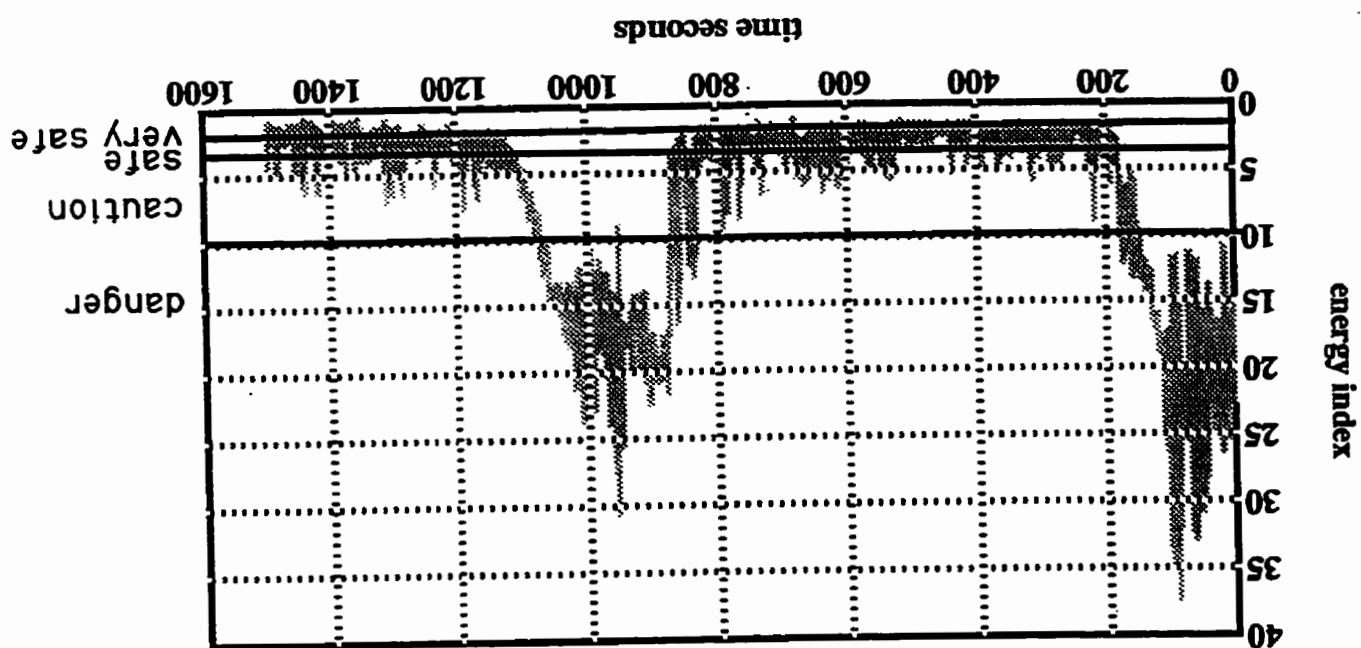


Figure 4.18- Temps de montée pendant le voyage du FGS Emden

LPD x FGS EMDEN (Angabe) run 6 energy index (Taktregister)



4.19- Temps de montée pendant le voyage du FGS Emden

LPD x FGS EMDEN (Angabe) run 7 energy index (Tatkraftregister)

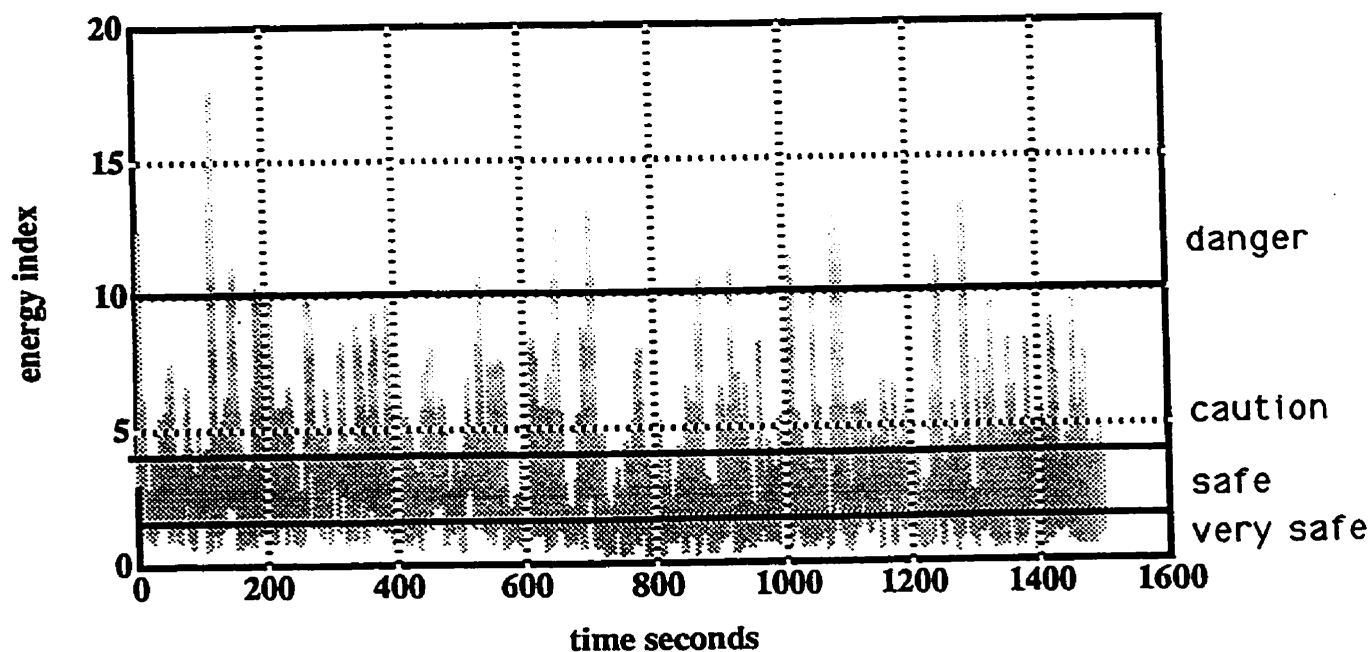
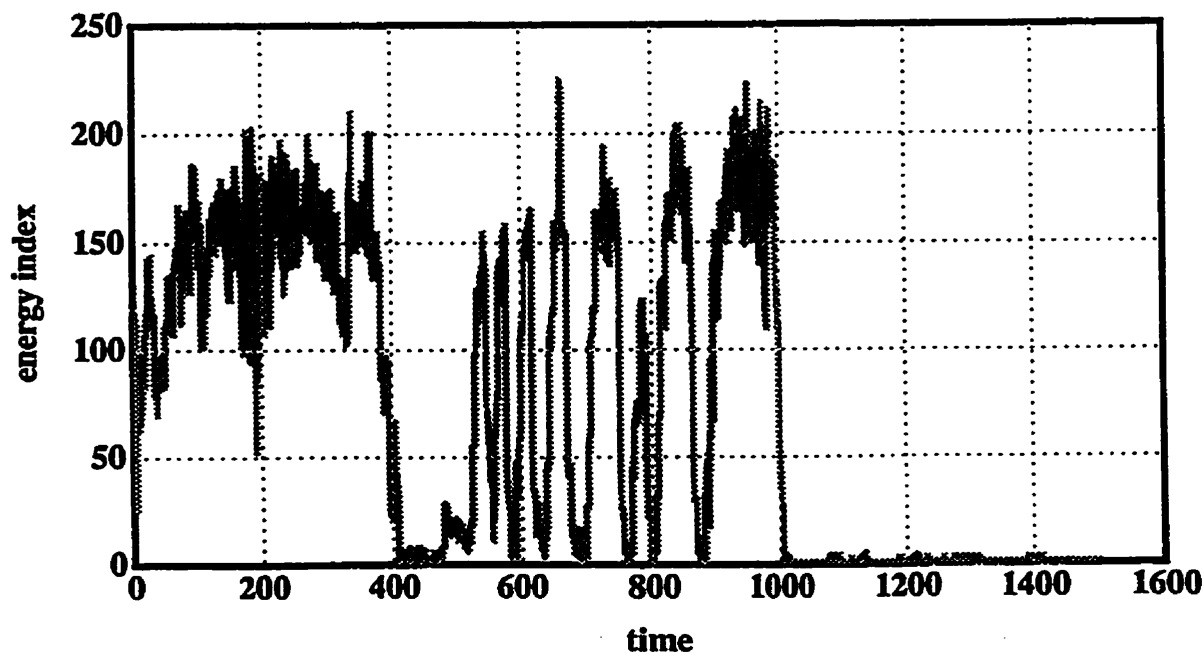


Figure 4.20- Temps de montées pendant le voyage du FGS Emden

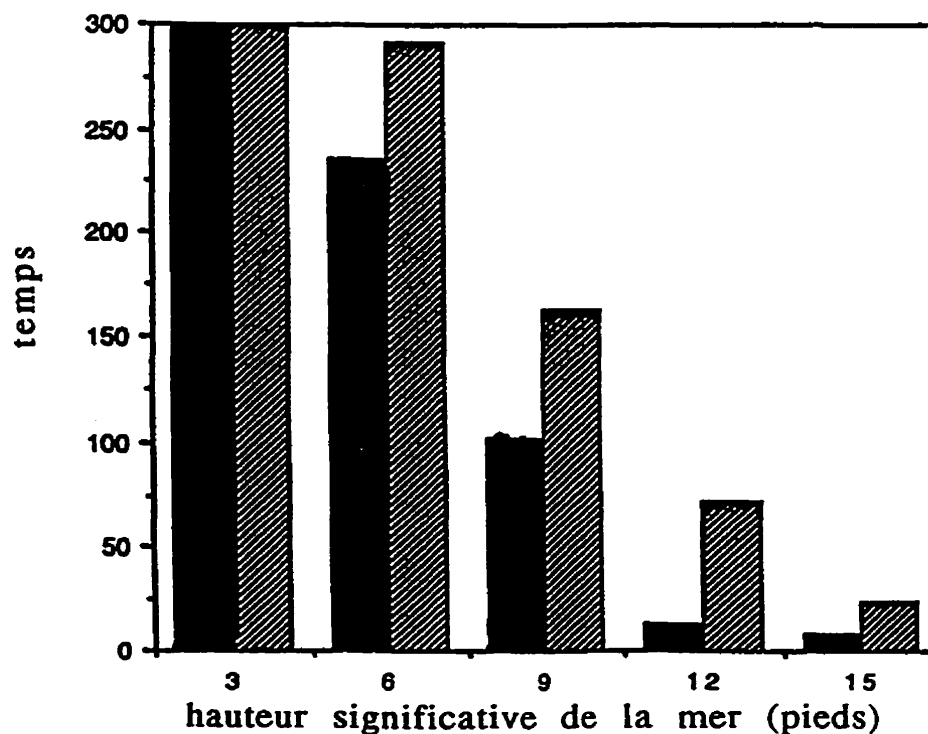


Erprobung des Landungsintervallanzeigers

Figure 4.21- Temps de montée pendant le voyage du FGS Emden

Le sommaire des temps de montée pendant le test à bord du FGS EMDEN est indiqué sur le tableau 4.5. Nous avons identifié deux types de temps de montée, un qui a été provoqué par les forces hydrodynamique naturelles et un qui a été créé par le navire lui même. Il n'a pas existé un temps de monté qui n'a pas respecté la limite de 5 secondes dans le cadre des des événements provoqués par des forces naturelles. Par contre, les temps de montés qui ont été créés par le navire ont été mesurés inférieure à 5 secondes. Il semble que des mouvements initiés par le navire lui-même tels que provoqués par le mal fonctionnement des stabilisateurs du navire, produisent les temps de montées plus courts que dans le cas d'un navire déplacé uniquement par les processus hydrodynamiques.

Tableau 4.5- Disponibilité de la piste en fonction del'hauteur significative de la mer.



Une autre observation concernant la réponse de l'index d'énergie a été dans le cadre de la mer qui suit le navire (+ 90° du cap relatif de la mer). La condition est provoquée par l'existence des plus longues fréquences que dans la mer avant le navire (minimum d'accéléérations transférées de la mer dans le système du navire). Malgré les déplacements plus favorables, les vents ont une tendance à suivre la houle de la mer. En effet, ils produisent un vent derrière de l'hélicoptère. Cette condition pourrait pousser l'hélicoptère vers la superstructure du navire, donc n'est pas sécuritaire pour l'appontage d'hélicoptère.

D'autres tests en mer (Ft. Victoria x Seaking et le Ft. Victoria x Wessex, la Royal Navy) ont démontré les mêmes effets que ceux observés pendant des tests antérieurs. La phase de théorie et développementaire ont été terminée. La phase de l'interface machine-homme a débuté dans le cadre de la présentation d'information au pilote, à l'officier de la piste et au centre de contrôle du navire. Discussion ont déjà commencé pour la formulation et l'application avancées de l'IPA. Ces propositions sont discutées en chapitre 5.

CHAPITRE 5- OPPORTUNITÉS DE DÉVELOPPEMENT DE L'IPA ET RÉSUMÉ

5.0- Indicateur du meilleur cap du mouvement du navire

Selon le cap du navire, l'IPA est capable de fournir d'information concernant les mouvements du navire en fonction de l'hélicoptère. Mais, si la réponse de l'IPA n'est pas acceptable, le navire est obligé de changer de cap afin de recalculer l'index d'énergie. Si les réponses ne sont pas acceptables, le navire devra recommencer le processus jusqu'à ce qu'une solution acceptable pour l'IPA soit trouvée. Le processus serait plus efficace et plus rapide si toutes les réponses de disponibilité de la piste étaient calculées en même temps et présentées sous forme d'un diagramme pouvant être lu par la marine et les pilotes.

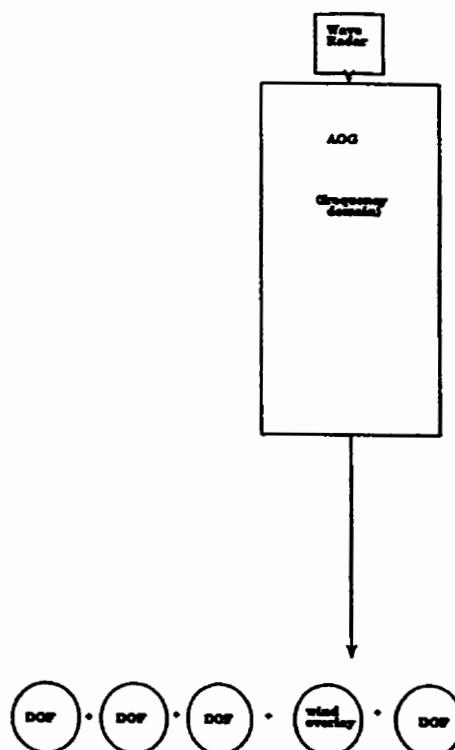


Figure 5.1- Organigramme de l'Indicateur du meilleur cap du navire

La figure 5.1 représente l'organigramme pour un logiciel qui réalise le calcul d'un diagramme "rondelle" indiquant le pourcentage de la piste tranquille en fonction de la vitesse du navire et du cap relatif de la mer. En résumé, les fonctions de transfert sont identifiées à partir d'une situation réelle enregistrée par l'appareil de l'IPA. Les fonctions de transfert sont utilisées pour calculer le spectre de réponses du navire dans une mer représentative. Les spectres sont décomposés en composantes harmoniques qui sont employées pour le calcul des historiques du mouvement du navire. Les historiques sont filtrés par l'index d'énergie qui calculent les pourcentages en zones de sécurité (très sécuritaire, sécuritaire, attention, danger). La rondelle (voir la figure 5.2) est

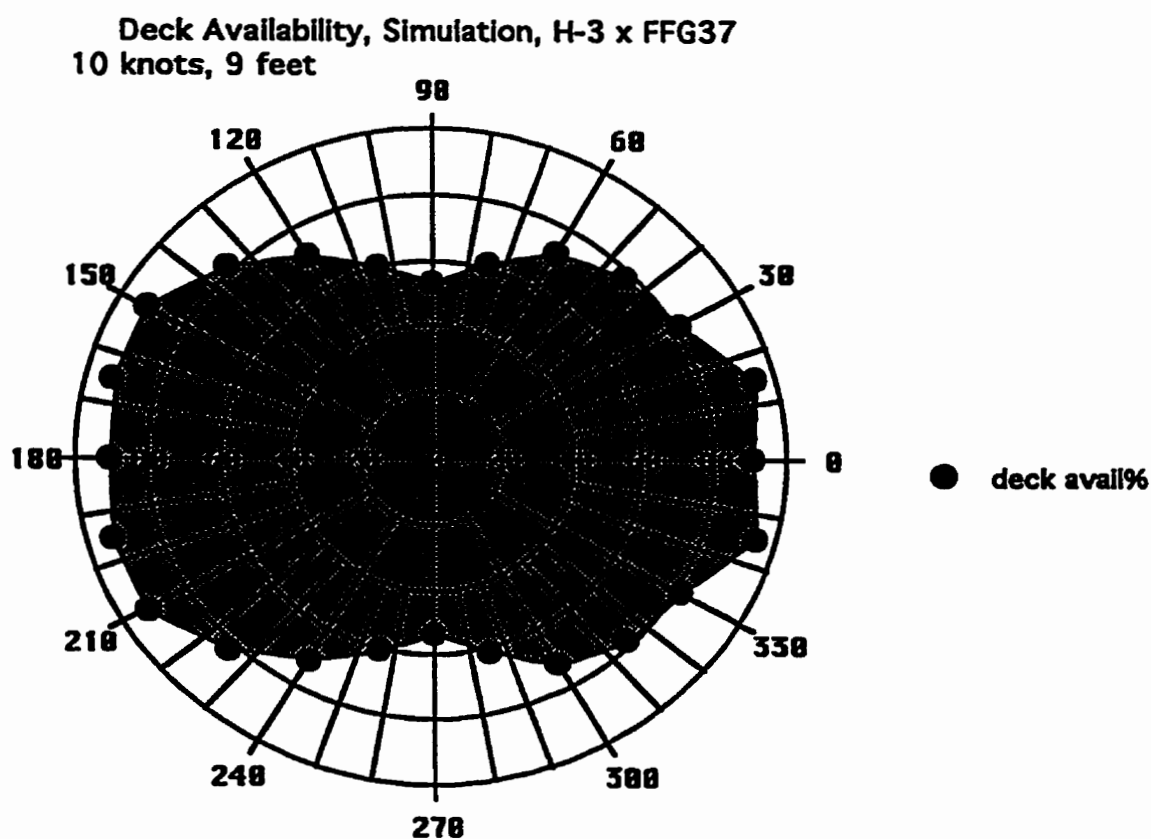


Figure 5.2- Rondelle du meilleur cap

le produit de la sommation des calculs de l'index d'énergie au tour du navire. Tel que proposé, le logiciel nécessite plusieurs étapes de calculs et, par conséquent, prend un certain temps à réaliser une rondelle. Il s'agit d'un logiciel qui n'est pas disponible en temps réel. En ce moment, une rondelle prend 15 minutes de préparation (des fonctions de transfert jusqu'au dessin du diagramme par ordinateur).

5.1- Indicateur du meilleur cap en temps réels

L'amélioration en vitesse et en application du programme du meilleur cap a été proposée par les scientifiques du NSWC (Naval Surface Warfare Center) à Carderock. La proposition, dite "Active Operator Guidance (AOG)" "*Guidage d'opérateur actif*" a été structurée de la même façon que le programme du meilleur cap sauf que nous restons dans le domaine des fréquences au lieu de calculer les historiques dans le temporel. En plus, les fonctions de transfert sont calculées lorsque nécessaires au lieu de les garder en logiciel massif. L'effet de ces innovations est le calcul d'une rondelle près du temps-réel. Les différences entre le programme du meilleur cap et l'AOG sont illustrées à la figure 5.3.

Les programmes SMP93 et la simulation du mouvement du navire sont remplacés par une méthodologie semblable au programme SMP93. Les fonctions de transfert sont générées lors du calcul des rondelles. Les fonctions de transfert sont combinées avec une représentation de la mer afin de produire un spectre de la mer en 6 degrés-de-liberté. Les rondelles sont produites par une décomposition des spectres de réponses. Les rondelles sont modifiées par l'incorporation des réponses de l'index

d'énergie produisant une représentation du meilleur cap pour une combinaison hélicoptère-navire.

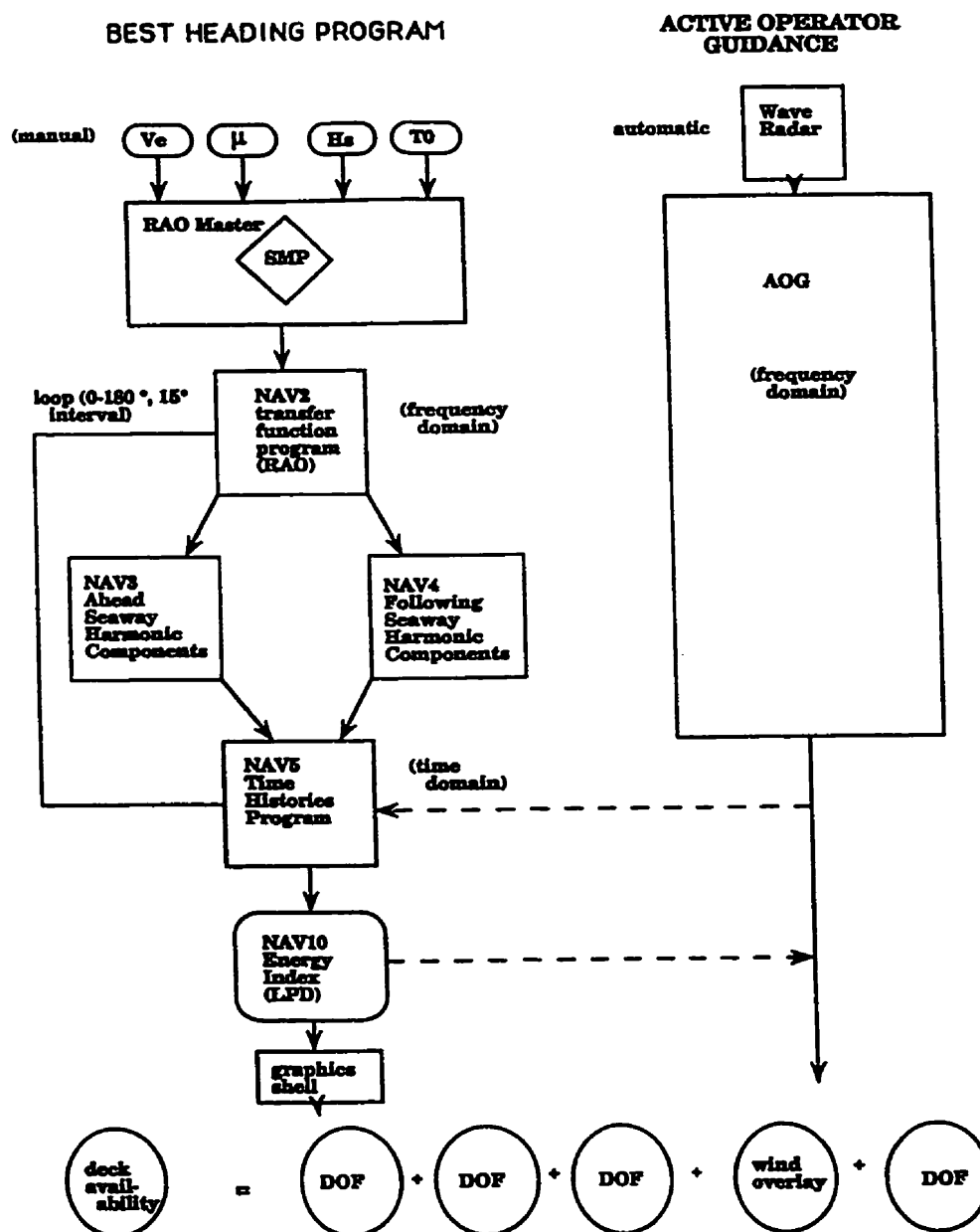


Figure 5.3- Organigramme du fonctionnement de l'AOG

La description précise de la mer est critique pour la validité des réponses. La meilleure méthodologie pour préciser la mer est de la mesurer directement pour son contenu spectral. Les paramètres de mesure nécessaires pour la définition précise de la mer sont la hauteur de la mer, sa période et la directionnalité de la houle. Une façon proposée est la mesure de la houle par radar. Les images de radar fournissent à l'observateur une description précise de la directionnalité et la période de la houle. Par contre, la hauteur de la houle est normalement imprécise due à la vitesse du navire. Les hauteurs sont par conséquent connues par approximation. La question présentée à l'ingénieur de l'interface dynamique porte sur la quantité et la qualité de la précision dans le cadre de la prédiction du meilleur cap. Il s'agit de la conception d'un projet de recherche et développement.

Quelques exemples d'application en employant des simulateurs sont déjà achevés. L'exemple présenté ci-dessous, le simulateur du centre d'essais aérien naval (NAWC), fait partie intégrante des tests d'évaluation d'un combat aérien. Il sert au développement des programmes informatiques destinés à l'évaluation des avions de chasse avant leur introduction au sein de la flotte. Le centre de simulation de vols pilotés (MFS) permet de créer des modèles de simulation des avions de chasse pour toutes les classes de navires. Les différentes simulations sont réalisées en modifiant des paramètres d'analyse des fichiers soumis aux différents programmes informatiques tels que ceux provenant de la NASA, l'AMES ou la direction des systèmes de traitements navals (NSWC).

La figure 5.4 présente les simulateurs du centre de simulateur de pilotage. La base de chacun offre un mouvement de six degrés de liberté avec un dôme fixe. Plusieurs laboratoires d'ingénierie entourent les simulateurs. Toutes les stations ont la possibilité de rouler (dit *roll in-roll out*) comme le poste de pilotage expérimental du nouveau véhicule V/STOVL V22. Les images visuelles sont produites par le système informatique COMPUSCENE IV de la société General-Electric.

La simulation du mouvement du bateau est incorporée au système informatique VAX 11/780 relié à l'ordinateur du système COMPUSCENE IV. Cette simulation a été réalisée au MFS dans le cadre d'une expérience académique d'un projet de l'école Polytechnique de Montréal. Les résultats ont été présentés lors d'une réunion du groupe de simulation de la société des hélicoptères américains (Ferrier, B et Semenza, J. 1990). Les mouvements des navires américains FFG37, DD963, LHA, CG46, CVN et BB61 ont été programmés.

La résolution du mouvement permet l'animation du modèle et donne une impression de réalité. Le modèle est ensuite utilisé pour les études d'atterrissage à bord des divers bateaux, les études de conception d'ajustement statique, le calcul de l'espace disponible sans mouvement du véhicule ou avec mouvement dynamique et l'analyse de signalisation et d'éclairage nécessaires sur le pont. Un exemple d'une scène provenant du MFS est reproduit à la figure 5.5. Il est à noter que la reproduction réduit la résolution actuelle de l'image.

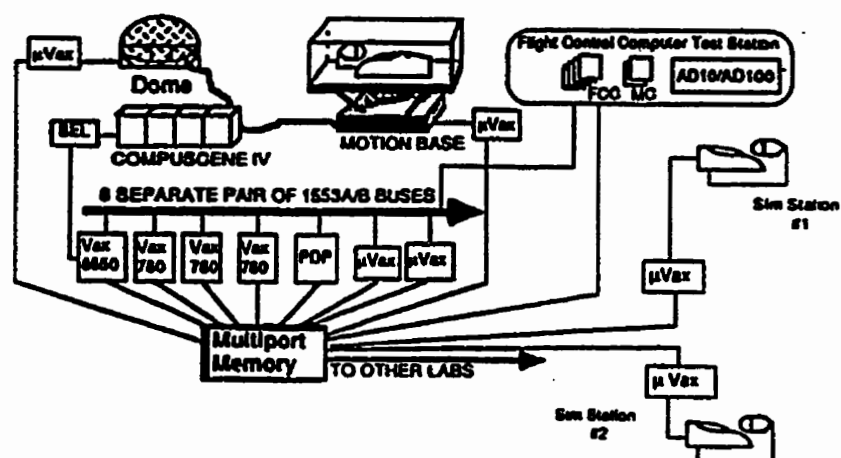


Figure 5.4 - Centre de Simulateur de pilotage

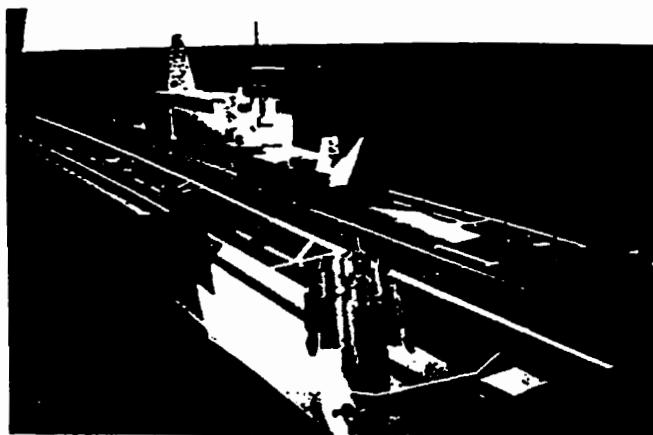


Figure 5.5- Exemple d'une scène provenant du MFS du NAWC

Il est cependant possible de programmer la simulation par modification du fichier de mouvement du navire de la façon suivante:

Les exercices proposés sont:

- 1)- Démontrer la portabilité de la simulation en employant une copie du SMS standard dans divers systèmes informatiques.
- 2)- Automatiser le SMS avec le logiciel SMP87 (programme créant les fonctions de transfert des réponses du bateau).
- 3)- Établir des fichiers de données pour les navires DD963, FFG37FIN et CG-47.
- 4)- Présenter une étude de faisabilité d'embarquement du logiciel du meilleur cap pour un hélicoptère de l'OTAN à bord, par exemple, du DD963.
- 5)- Valider la distribution des fréquences d'énergie qui sont calculées par le SMS avec les données qui sont enregistrées à bord d'un navire et traduites en distribution de fréquences d'énergie.
- 6)- Envisager un système de test par les pilotes maritimes à l'aide des données du mouvement du navire enregistrées dans le simulateur de vol. Le but de ces tests est une analyse de la réalité.

Depuis le début de l'entente NAWC-NSWC-DRA (Royaume-Uni-Canadair-Polytechnique), les données d'une flotte de navire ont été incorporées au système informatique de la direction du Rotary Wing aux États-Unis et la DRA (Defence Research Agency) au Royaume-Uni. Le tableau 5.1 donne la liste des navires présentement disponibles.

Tableau 5.1 - Liste des navires présentement disponibles pour le SMS.

Navires de la flotte américaine		
AOE1	AOE6V19B	AOR3
BB61	CG26	CG270FIN
CG47	CG52VLS	CGN36
CGN38	CV59	CV63
CVN65	CVN68	DD963
DD51A	DDG51LOAD	FFG7
FFG37FIN	FFG8	LHA1
LHD1	LPH2	LSD36
LSD41	SWATH1	SWATH2
Navires de la garde cotière américaine		
WHEC210	WHEC378	WEXPER
Navires de l'OTAN		
AOR509CDN	CASM(FRANCE)	FHHCDN
DDH280CDN	DDHTRUMPCDN	F70(FRANCE)
PCG612(OTAN)	PGG511(OTAN)	FPB(ALLEM)

Le projet le plus intéressant est la proposition de validation du SMS avec les données du mouvement de bateau enregistrées à bord d'un navire pour l'application de l'AOG. Une première analyse a été réalisée en utilisant un WHEC , un navire de la garde côtière américaine. Une autre a été réalisée avec l'application d'une frégate britannique de la classe Type23 (HMS Marlborough).

Les valeurs maximales de mouvement du navire, pour des conditions en général connues, ont été comparées avec celles calculées par le SMS pour les mêmes conditions. Les premiers résultats étaient très encourageants. Par exemple, l'angle de tangage n'a varié que de ± 0.6 degré (USNATC-DI.1991). Les rondelles calculées pour le meilleur cap dans le cadre d'une mission à bord du Type 23 britannique sont fournies ci-dessous.

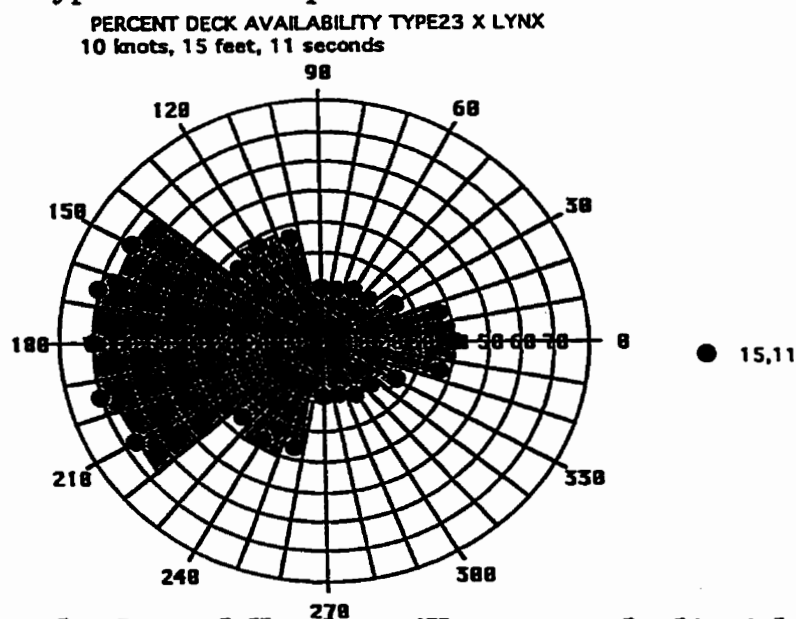


Figure 5.6- Exemples de rondelles du meilleur cap calculées à bord de la frégate britannique HMS Marlborough

5.2- Sommaire et observation

L'indicateur des périodes d'appontage et l'index d'énergie sont les applications des études de l'interface dynamique aéronef-navire. Le but de l'interface dynamique est l'explication des caractéristiques et des réponses des objets rigides qui sont dans la couche limite entre l'atmosphère et la mer. Normalement, les explications sont réalisées en études et fournies aux opérateurs par les mediums de rapports et de simulations. Le but de l'IPA est de fournir ces informations en temps réels. Pendant que les mathématiques actuelles ne peuvent pas exprimer la réalité avec exactitude, et en temps réels, nous avons besoin d'envisager une autre approche. L'IPA est, donc, un observateur qui décrit, dans le cadre des opérations d'hélicoptère et en temps réels, les interactions entre l'atmosphère et la mer basées sur les effets secondaires qui sont représentés par les mouvements du navire filtrés par les limites de l'aéronef.

Ce rapport a présenté une approche pour résoudre en temps réels des problèmes d'interface dynamique aéronef-navire basés sur les données de mouvement du navire filtrées par les limites de stabilités de l'hélicoptère. Les opérations des hélicoptères à bord des navires sont principalement limitées par les vents et la houle qui sont les forces principales provoquant des mouvements irréguliers de la coque. En bref, à la façon dont l'IPA décrit la couche limite autour du navire, il peut déterminer en temps réels les limites de sécurité opérationnelle d'un système aéronef-navire, ainsi qu'améliorer de la flexibilité opérationnelle pour toutes les conditions de l'environnement.

5.2.1- Le développement de l'IPA, un exercice empirique, un sommaire

L'IPA identifie les périodes de tranquillité du pont en employant une échelle d'énergie dite index d'énergie. L'échelle a été partagée en trois niveaux d'énergie: bas, moyen et haut. Le niveau d'énergie où un incident aéronef-navire va se produire s'appelle la condition rouge. Le niveau d'énergie moyen correspondant à une probabilité élevée d'un incident aéronef-navire est la condition jaune. Le dernier niveau (niveau d'énergie bas) est divisé en condition verte et condition où la situation physique ne peut changer vers le seuil rouge dans un intervalle de cinq secondes.

L'Index d'énergie est un scalaire empirique qui quantifie le mouvement global du pont, incluant le point d'appontage, par l'agrégation de ses divers degrés-de-liberté en fonction des limites mécaniques et dynamiques de l'aéronef, du système de manutention et de l'expérience du pilote. L'index est donné par:

$$IE = A_1(f)^2 + A_2(\dot{f})^2 + A_3(q)^2 + A_4(\dot{q})^2 + A_5(\dot{Z})^2 + A_6(Z)^2 + A_7(\dot{Y})^2 + A_8(Y)^2 \quad (2.3)$$

où:

- f = déplacement angulaire en roulis
- q = déplacement angulaire en tangage
- Z = mouvement vertical (les dérivés)
- Y = mouvement latéral (les dérivés)

(Z et Y sont exprimés dans le plan de référence du navire en équilibre).

Selon l'équation 2.3, l'index emploie huit paramètres et huit coefficients représentant l'interface du mouvement du navire et les limites de l'aéronef. Quatre degrés-de-liberté ont été identifiés comme étant les impacts les plus importants selon la stabilité de l'aéronef. Cependant, les deux autres degrés-de-liberté sont surveillés dans le cadre de limites moins importantes. Le but de la simplification du calcul est d'assurer la fiabilité du calcul en temps réel.

L'interface entre aéronef et navire est le produit du calcul des coefficients. Le calcul des coefficients dynamiques est fait en trois étapes qui sont accomplies simultanément. En premier lieu, les coefficients relatifs sont établis entre les quatres degrés-de-liberté et leurs dérivées.

Eq. 2.4

$$A = \begin{bmatrix} A1 \\ A2 \\ A3 \\ A4 \\ A5 \\ A6 \\ A7 \\ A8 \end{bmatrix} = \begin{Bmatrix} A11 \bullet A12 \bullet A13 \\ A21 \bullet A22 \bullet A23 \\ A31 \bullet A32 \bullet A33 \\ A41 \bullet A42 \bullet A43 \\ A51 \bullet A52 \bullet A53 \\ A61 \bullet A62 \bullet A63 \\ A71 \bullet A72 \bullet A73 \\ A81 \bullet A82 \bullet A83 \end{Bmatrix}$$

En deuxième lieu, les rapports entre les degré-de-liberté couplés sont établis. En troisième lieu, les limites dynamiques et structurelles de l'aéronef sont introduites.

5.2.2- Tests de l'IPA, simulation, un sommaire

Le plan de test a été conçu en trois phases. Lors de la première phase, le but est de démontrer l'épreuve du concept. Les activités principales sont la programmation, l'assemblage et le test d'un système pré-prototype de l'IPA. Un projet de démonstration a été proposé afin de

montrer que la théorie de l'index d'énergie est faisable et qu'un système fonctionnel en temps-réel est utilisable.

Avec la phase deux, un prototype est développé. L'assemblage de deux bancs d'essai du système de l'IPA a été proposé. Un système sera consacré aux tests à bord des navires pendant que l'autre système sera le système de référence gardé en laboratoire. Chaque système sera composé d'un système informatique personnel, une boîte d'instrumentation pour la mesure du mouvement de navire, et des périphériques comme un indicateur lumineux. La troisième phase du programme de développement est l'assemblage d'un système à grande échelle pour l'intégration à bord des navires. Normalement l'indicateur lumineux sera intégré dans le système de visualisation existant (la barre d'horizon) qui est attaché à la face du hangar. Puisque nous estimons que la première phase était la plus importante, nous avons consacré ce rapport surtout à la première phase du développement de l'IPA. Dans le chapitre 2 nous avons discuté des résultats du programme de simulation de la première phase.

Le programme de tests de simulations est basé sur trois hypothèses portant sur la fiabilité pour l'index d'énergie à interpréter la condition du mouvement de navire en fonction de l'aéronef.

- 1.- L'index d'énergie doit être assez sensible pour distinguer entre les aéronefs employés pour les mêmes états de mer et les navires.

2.- Le temps de montée (entre la zone de sécurité de pont tranquille et la zone de sécurité de pont dangereux) doit toujours respecter un délai de temps déterminé ($\Delta t \geq 3,4,5,+$ secondes) dépendant des caractéristiques du navire.

3.- Les résultats de l'index d'énergie utilisant les données simulées sont semblables aux résultats de l'index d'énergie utilisant les données réelles.

Selon les résultats, l'hypothèse 1 concernant la sensibilité de l'index aux différents modèles d'hélicoptères a été confirmée. La valeur de l'index d'énergie est directement liée au mouvement du navire modifié par la stabilité de l'hélicoptère. Autrement dit, plus les contraintes d'hélicoptères sont sévères plus la valeur de l'index d'énergie est élevée.

L'hypothèse la plus importante concernant l'index d'énergie porte sur le temps nécessaire pour passer de la fin de la zone de sécurité de pont tranquille au début de la zone de sécurité de pont dangereux ou l'inverse (le temps de tombée). Selon les résultats de simulation des modèles de la garde-côtière des États-Unis, la nouvelle frégate française La Fayette, la frégate allemande Emden, la frégate franco-italiano-anglaise Horizon et la nouvelle frégate canadienne Halifax, le temps de montée a varié entre 4.0 et 5.5 secondes avec la moyenne fixée à 5.2 secondes. Le tableau 3.5 fournit un résumé des temps de montée dans le cadre de EH101 x Horizon. Plus de 6, 200 exécutions de la simulation de l'IPA ont été faites, le temps de montée a

toujours respecté un délai déterminé par les caractéristiques de la plateforme et les limites opérationnelles de l'aéronef.

L'IPA calculé par les données simulées était comparable aux résultats de l'IPA calculés par les données réelles. Les résultats montrent que la réponse de l'index d'énergie calculée par les données réelles est semblable aux réponses de l'index pour les mêmes conditions en employant les données simulées.

Le test de l'IPA au sein des opérations aériennes (pilotes dans la boucle) a eu lieu dans le simulateur de pilotage à l'Agence de recherche de la défense (DRA) à Bedford en Angleterre. Le test intitulé "AFS trial Tristram" avait comme but l'expansion des limites opérationnelles des hélicoptères par l'amélioration de la procédure d'approche et des points de repère d'appontage pour le pilote.

Les missions étaient différentes pour chaque pilote. L'ordre des missions était aléatoire afin d'éviter l'apprentissage par les pilotes des routines d'appontage. Une mission typique consistait à une approche et un appontage sans commentaire vocal (sans instruments), une approche et un appontage avec commentaire verbal (avec instruments en opération). Les missions ont duré typiquement environ de 2 heures.

Vingt missions ont été faites avec l'IPA visible à l'appontage. Les pilotes ont trouvé le système utile comme indicateur du mouvement de

navire. Ils ont trouvé le système utile pour l'identification des meilleurs moments pour un appontage sécuritaire. Les pilotes ont trouvé la présentation d'informations acceptable surtout comme une seule lumière intégrée au milieu de la barre d'horizon.

Les appontages avec ou sans IPA ont été comparés (voir Figure 3.20). Les approches ont été évaluées, le jour et la nuit, avec et sans l'IPA depuis un point de cheminement jusqu'à la cible sur la piste. En moyenne, cela prend à peu près 50 secondes de plus pour apponter pendant la nuit par rapport au jour. Pendant le jour sans l'IPA, les appontages étaient aussi longs que les appontages avec l'IPA pendant la nuit. Les appontages de nuit sans l'IPA duraient 25 secondes de plus que les appontages avec l'IPA. L'IPA était un apport positif surtout au niveau de l'amélioration de la confiance du pilote.

5.2.3- Tests de l'IPA, expérimentation, un sommaire

La forte corrélation entre une valeur de l'index d'énergie et sa signification physique concernant les systèmes impliqués a été documentée en employant les données enregistrées ou simulées dans le laboratoire ou le simulateur de pilotage (environnement contrôlé). L'index fonctionne bien dans le monde parfait du laboratoire. La prochaine étape comprend la conception et l'exploitation d'un système capable de définir le navire (mesurer les mouvements du navire), de traiter et de manipuler ces informations enregistrées par les instruments de mesure et de calculer

l'index d'énergie afin d'allumer un indicateur en temps-réel (délai invisible).

Le logiciel du système proposé est partagé en quatre éléments: le soutènement de la boîte d'instrumentation, l'interface de matériel incluant le conditionnement de signaux et la conversion de données analogiques en données digitales, l'interface de logiciel (entre le logiciel soutient de matériel et l'IPA) et le logiciel de l'IPA. La boîte d'instrumentation est composée de 16 canaux de données (tel que roulis, tangage, etc) enregistrées en informations analogiques. La boîte de l'interface de matériel est partagée entre le traitement des signaux venant de la boîte d'instrumentation et les conversions des informations analogiques en informations digitales. Un système de conditionnement de signaux est installé afin d'éliminer des signaux fictifs.

La boîte d'instrumentation est composée de:

1. pendule angulaire en roulis
2. pendule angulaire en tangage
3. pendule angulaire en lacet
4. gyromètre de 3 axes qui fournit les vitesses X' , Y' , Z' dans la référence du navire.
5. accéléramètre en X''
6. accéléramètre en Y''
7. accéléramètre en Z''

Il y a 16 canaux de données sortant de la boîte ainsi que 4 canaux disponibles pour enregistrement et entrant à la boîte d'instrumentation. Les canaux disponibles sont normalement consacrés aux paramètres venant du centre inertiel du navire tel que le cap et la vitesse du navire.

Grâce à une bourse du gouvernement américain, la boîte d'instrumentation a été prêtée par la Marine américaine et branchée au système de conditionnement-ordinateur portatif afin de réaliser les premiers tests en mer. Avant que le système ne soit amené en mer, le système a été testé dans le laboratoire à Montréal (puis à l'USN) sur une table d'inclinaisons. Les tests ont montré que le système était capable de mesurer avec précision une valeur statique puis de calculer l'index d'énergie représentatif de la condition. À la fin des tests du système pré-prototype de l'IPA, selon l'USN il y a eu suffisamment de démonstrations de l'IPA pour que, en premier lieu, le test en mer puisse être réalisé en toute sécurité et en deuxième lieu, que la probabilité soit suffisamment élevée pour que les résultats montrent le bon fonctionnement de l'IPA.

L'IPA dans la configuration décrite plus haut (boîte d'instrumentation venant de l'USN, etc.) a été testé à bord deux frégates (1993-1994) américaine et une frégate allemande (1995), toujours avec les mêmes résultats. Les résultats montrent que les temps de montée enregistrés pendant les voyages ont toujours respectés le délai minimum calculé pour le navire (+ 4.5 secondes). Nous avons identifié deux types de temps de montée, un qui était provoqué par les forces hydrodynamiques

naturelles et un qui était créé par le navire lui-même. Il n'y a pas eu de temps de montée qui n'a pas respecté la limite de 5 secondes dans le cadre des événements provoqués par des forces naturelles. Par contre, les temps de montée qui ont été créés par le navire ont été mesurés comme inférieurs à 5 secondes. D'autres tests en mer (Ft. Victoria x Seaking et le Ft. Victoria x Wessex, de la Royal Navy et Lynx x Type23) utilisant un système prototype de test de la phase 2 et 3 ont montré les mêmes effets qui ont été enregistrés jusqu'à l'état de mer 8 que ceux observés pendant des tests antérieurs.

CONCLUSION

Nous avons essayé de formuler une solution potentielle au problème de la caractérisation en temps réel de la piste d'appontage d'hélicoptère en pleine mer. Cette formulation a été testée jusqu'à l'état de mer 8 (récemment dans le cadre d'un test pendant l'ouragan Lili à bord d'une frégate anglaise du Type23). L'IPA est une application des principes empiriques de bases newtoniens et des études interdisciplinaires de l'interface dynamiques aéronef-navire. Le but du présent ouvrage était de démontrer l'utilité de cette application de l'interface dynamiques lors des opérations de l'interface aéronef-navire. Le développement de cette thèse a pratiquement suivi une évolution classique à partir de la conception de l'hypothèse du sujet jusqu'à ses preuves à bord de navire et ses acceptations dans la communauté maritime aérienne. À date, les résultats obtenus sont encourageants. Nous avons présentement des programmes de l'IPA en cours à travers le monde, aux États-Unis, au Royaume-Uni, en France, en Allemagne et prévus en Australie, en Nouvelle-Zélande, en Inde et au Canada via leurs agences nationales de recherche.

Cependant, l'IPA est loin d'être une solution pour tous les problèmes présents lors des opérations de l'interface aéronef-navires. Après toutes les preuves scientifiques, la valeur des résultats actuellement dépend globalement du niveau de confiance que les résultats ou l'application de l'IPA peuvent se trouver chez les opérateurs. Il existe plusieurs façons d'augmenter ce niveau de confiance. Typiquement la

validation expérimentale (en pleine opération aéronef-navire) est la plus acceptable. Le processus de validation nécessite la collaboration implicite des pilotes d'hélicoptères et des ingénieurs maritimes. Cette collaboration représentée par le présent ouvrage en est seulement le début. Il est à souhaiter que cet ouvrage stimule diverses recherches ou travaux industriels et académiques en ce qui concernent les systèmes aéronef-navire afin d'améliorer la sécurité des opérations d'aviation maritimes.

RECOMMANDATIONS

Cet ouvrage a présenté une application de l'interface dynamique analytique aéronef-navire. Nous avons accumulé depuis 1992 une pléthore de données simulées et enregistrées décrivant les réponses de l'index d'énergie. Il est évident, en toute objectivité, que les modèles d'environnement marin, de véhicule aérien, et de navire pourraient être encore améliorés en efficacité ou en précision. Étant donné que l'index est empirique, il est tout à fait possible que l'algorithme conçu pourrait être encore amélioré ou encore modifié afin d'obtenir, par exemple un plus long temps de montée. Il serait souhaitable que les simulations faisant l'objet du présent ouvrage soient soumises à d'autres expérimentations afin de s'assurer que la formule de l'index est la meilleure possible.

Un besoin pour un appareil tel que l'IPA a déjà été démontré clairement par les divers organismes maritimes surtout dans leurs efforts pour améliorer la sécurité des opérations aériennes maritimes. Un programme ayant pour sujet l'interface d'homme-machine est encore nécessaire. Quelle sorte d'indicateur lumineux sera le meilleurs afin d'exploiter les informations de l'IPA. Ce qui est plus ou moins clair, c'est qu'une version de l'indicateur lumineux construite de diodes électroluminescentes (LED) et compatible avec des lunettes de vision nocturne est désirée. Des tests consacrés aux interfaces pilotes appareils représentent une activité complexe et ardue.

Dans le cadre des études de l'interface dynamique, en général, au lieu de remplacer l'expérimentation, l'interface dynamique analytique

(simulation, etc) permet de réduire le coût et le temps requis d'analyse. Il est possible de limiter l'expérimentation pour, par exemple, la vérification des enveloppes opérationnelles grâce à la méthodologie d'interface dynamique analytique. L'amélioration du modèle de vent sur le pont qui inclut une description des vents irréguliers ou bourrasques (coup de vent) est une priorité. Avec une bonne compréhension ou description des vortex sur la piste, il sera plus facile d'incorporer ces informations dans l'algorithme de l'index d'énergie.

BIBLIOGRAPHIE

AMEDEO, D. et GOLLEDGE, R. (1980). An Introduction to Scientific Reasoning in Geography. Wiley & Sons. Toronto.

BLAGOVESHCHENSKY, S. (1982). Theory of Ship Motions. Leningrad Ship Building Institute. Leningrad (URSS).

CARICO, D., REDDY, B., DIMARIZO, C (1991). Ship Airwake Measurement and Modeling Options for Rotorcraft Applications. "AGARD Conference Proceedings 509". *Aircraft Ship Operations* AGARD-CP-509 (Sevilla). Neuilly-Sur-Seine (France).

CARICO, D (1988). Dynamic Interface Challenge. "Proceedings of the First DI Working Group Meeting". DI-Rotary Wing Directorate. NAVAIRTESTCEN. Patuxent River (Maryland).

CARICO, D and MADEY, Cdr. S (1984). Dynamic Interface Flight Test and New Analytical Approach. "American Helicopter Society Specialist Meeting (Williamsburg, Virginia)". Washington.

CRITCHFIELD, H. (1983). General Climatology. Prentice-Hall. Englewood Cliffs.

CURTIS, L.Cdr. J.T., LESCHER, Lt(N). W.K., SMITH, Lt(N). P., LONG, K. R(1988). "SH-60B Dynamic Interface Test Aboard Uss

Cushing (DD-985)". DI-RW-15r-88 (FOUO). NAVAIRTESTCEN.
Patuxent River.

FERRIER, B. et LE BIHAN, O (1996). The Use of Simulation Tools in the Calculation of Aircraft-Ship Interface Operational Limits. 20th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS). Sorrento (Italy).

FERRIER, B. (1996). Advanced Flight Simulator Report. ASF-2076-E-A.03. Bedford (Farnborough). UK

FERRIER, B. (1995). Erprobungsbericht den Schiffstest des Landungsintervallanzeigers. C-04.E-521A-T0013-A5015. Koblenz.

FERRIER, B. et REBOULET, C. (1995). Conception et développement d'un système d'appontage maritime automatique d'un véhicule générique de type VTOL. OTAN AGARD.FVP. DOUAV. Ankara.

FERRIER, B. et SEMENZA, S. (1994). The Development, Simulation and Testing of the Landing Period Designator (LPD) Helicopter Recovery Aid. Annual Forum of the American Helicopter Society (AHS). Washington.

FERRIER, B., POLVI, Lt(N) H., THIBODEAU, F (1991). Helicopter/Ship Analytic Dynamic Interface. "AGARD Conference

Proceedings 509". *Aircraft Ship Operations* AGARD-CP-509 (Sevilla). Neuilly-Sur-Seine (France).

HAMMOND, Lt(N) A and DUBOIS, J (1986). "SH-60B Manual Deck Handling Tests". Quick Response Report (C). RW-79R-86. NATC. Patuxent River (Maryland).

HARVEY, D. (1979). Explanation in Geography. Macmillan of Canada. Toronto.

HEALEY, J. Val (1986). "Simulating the Helicopter-Ship Interface as an Alternative to Current Methods". NPS67-86-003. Naval Postgraduate School. Monterey (California).

HOEKSTRA, T., FANG, R., LEIJNSE, G., RENIRIE, I (1978). "Qualification Tests with helicopters for use on board ships". Nationaal Lucht-en Ruimtevaartlaboratorium (NRL). Amsterdam (Netherlands).

HUTCHINS, D (1991). "Landing Period Designator Mk 3 and the USNavy". Commentary. AIR932J. NAVAIR. Pentagon. Washington.

ISTCHENKO, Maj. W.O and BOSSÉ, Capt. J.M (1989). Ship-Helicopter Interface Testing for the Canadian Forces in the 1990's.

"Canadian Aeronautics and Space Institute Flight Test Symposium (CFB Cold Lake, Alberta)". Ottawa

KORVIN-KROUKOVSKY, B. V(1961). Theory of Seakeeping. "Monograph of the Society of Naval Architects and Marine Engineers". SNAME 72. New York.

LESCHER, Lt. W. K. (1988). SH-60B Dynamic Interface Testing. DD963. A511-5111/053-F-8W1041. NATC. Patuxent River.

LOVE, J (1976). "Evaluation of a Helicopter Landing Period Designator aboard the USS Koelsh". Volume 1. Bell Helicopter Textron. Ft.Worth (Texas).

MEYERS, W., APPLEBEE, T., BAITIS, A.E (1981). "User's Manual to Standard Ship Motion Program, SMP81". DTNSRDC Report # SPD-0936-01.DTRC-NAVSEA. Washington.

MUNTIGL, J et FERRIER, B. (1992). Simulation Results of the Energy Index Approach for the Landing Period Designator. CL227DI-3.BF. Canadair Surveillance Systems Engineering Report. Montréal.

OCHI, M and BALES, S (1977). Effect of Various Spectral Formulations in Predicting Responses of Marine Vehicles and Ocean

Structures. "Proceedings of the 9th Offshore Technology Conference". OTC 2743. Houston (Texas).

O'REILLY, P.J.F (1985). Aircraft/Deck Interface Dynamics for Destroyers. "Marine Technology". Vol 24, Number 1. New York.

O'REILLY, P.J.F (1980). "Landing Period Designator, Mk II". BHTI. Ft.Worth (Texas).

O'REILLY, P.J. F (1974). "Destroyer Motion Simulation Study". Bell Helicopter Textron Technical Report # 299-010-923. Ft. Worth (Texas).

PADFIELD, G., CHARLTON, M. T., et KIMBERLEY, A. M (1992). Helicopter Flying Qualities in Critical Mission Task Elements. 18th European Rotorcraft Forum. Avignon (France).

PIERSON, W and MOSKOWITZ, L (1964). A Proposed Spectral Form for Fully Developed Wind Seas Based on the Similarity Theory of S.A. Kitaigorodsky. "Journal of Geophysical Research". Vol. 69, No. 24. New York.

SEMENZA, J (1992). Test Results of the LPD, preliminary analysis. Departmental Memo. #13820. NATC. Patuxent River.

ST.DENIS, M et PIERSON, W (1953). On the Motions of Ships in Confused Seas. "Transactions of the Society of Naval Architects and Marine Engineers". Vol. 61. New York.

TATE, Lt.Cdr. Simon, RN (1995). Report on AFS Trial TRISTRAM. DRA/AS/MSD.CR95154/1. Hampshire. UK

WESTRA, D et LINTERN, G (1981). "Simulator Design Features for Helicopter Landing on Small Ships". NAVTRASYSSEN. Orlando (Florida).

ANNEXE A

La théorie de l'Interface dynamique aéronef-navire en bref

A.1.0 - Théorie de la simulation du mouvement du bateau

Dans le cadre des études analytiques, un système informatique est utilisé pour la réalisation de milliers de calculs afin de trouver une solution unique au mouvement du navire pour des conditions données. Plusieurs programmes informatiques ont été conçus pour le calcul du mouvement de la houle ou d'une combinaison de deux objets au milieu de la houle. La simulation informatique du calcul d'un système maritime a été proposée par Dr Peter J. F. O'Reilly (O'Reilly, P.J.F. 1974). Le modèle proposé ci-dessous est toujours en développement. Ces programmes informatiques sont désignés par les lettres *SMB*; simulation du mouvement du bateau (ou en anglais, *SMS*; *Ship Motion Simulation*).

La simulation est basée sur la relation entre les vagues et le spectre de mouvement du bateau par une formulation proposée par St. Denis et Pierson en 1953 (St. Denis, M. et Pierson, W. 1953). La théorie globale intitulée "SEAKEEPING" a également été incorporée lors du développement de la simulation (Korvin-Kroukovsky, B. V. 1961). Le mouvement du bateau est fonction de la topographie de la mer (la houle). La réponse du bateau est définie par la résistance créée par la houle lors du passage du bateau. Cette réponse est le résultat des forces, sur la coque, provoquées par des systèmes dynamiques et hydro-dynamiques provenant de la houle.

La simulation du mouvement du navire est effectuée à l'aide des diverses formulations du spectre de la mer telles que celles de Pierson- Moskowitz

(Pierson, W et Moskowitz, L. 1964), ou celle de Bretschneider (Bretschneider, C. L. 1959).

A.1.1- Définition des coordonnées du navire

La figure A.1 présente les coordonnées principales d'un navire.

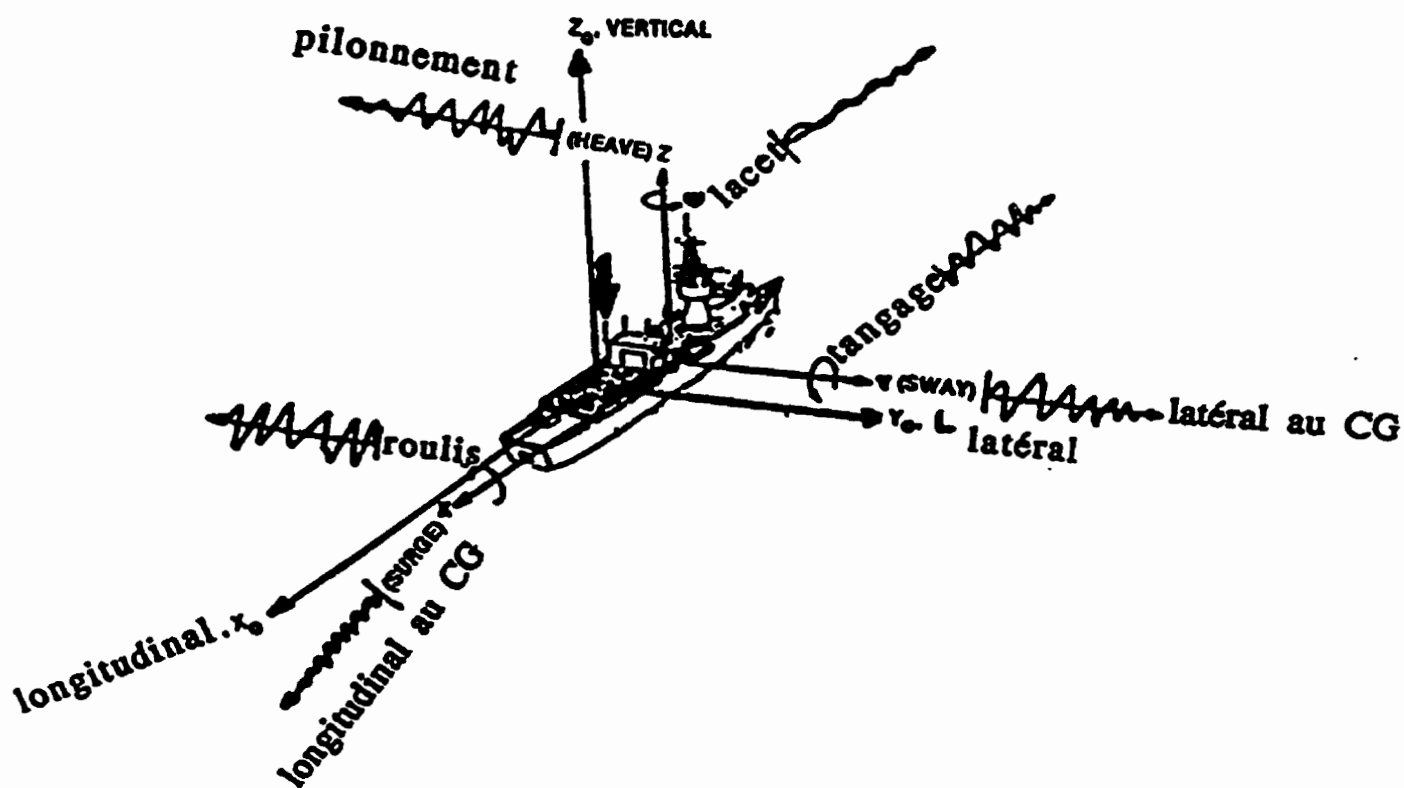


Figure A.1- Les coordonnées principales d'un navire

Le tableau A.1 présente une liste de définitions des mouvements de bateau.

Tableau A.1- Définition des mouvements de bateau.

Direction	Coordonnée	Définition
pilonnement	Z_0	Mouvement de translation vertical du centre de gravité.
verticale	Z_1	Mouvement de translation vertical du pont.
roulis	ϕ	Mouvement angulaire autour de l'axe X.
tangage	θ	Mouvement angulaire autour de l'axe Y.
lacet	ψ	Mouvement angulaire autour de l'axe Z.
latérale au CG	Y_0	Mouvement de translation latéral du centre de gravité.
latérale	Y_1	Mouvement de translation latéral du pont.
longitudinal eau CG	X_0	Mouvement de translation longitudinal du centre de gravité.
longitudinale	X_1	Mouvement de translation longitudinal du pont.

A.1.3- Définition du navire

Les opérateurs de réponse d'amplitude (ou en anglais "Response Amplitude Operators" dit RAOs) représentent les fonctions de transfert ou la définition mathématique du navire dans des conditions environnementales spécifiques (Meyers, W. Applebee, T. Baitis, E. 1981). Ils définissent les réponses de mouvement du bateau autour d'un axe principal avec une charge spécifique pour une condition opérationnelle bien définie dans une mer 'unitaire'. Les fonctions de transfert qui définissent les réponses sont caractérisées par une série de fréquences, soit par exemple trente fréquences par degré de liberté. Les unités des opérateurs sont:

$$\left(\frac{\text{unité physique de réponse}}{\text{unité physique d'une vague}} \right)^2 \quad (a.0)$$

Par exemple, le mouvement de tangage est donné par (degré/pied)² et est défini par une fréquence, une amplitude et une phase. La définition des opérateurs de réponse d'amplitude est donc l'amplitude au carré de la fonction de transfert pour chaque fréquence d'une vague régulière. Les unités utilisées sont: (deg²/m²), (m²/m²), (deg²/pied²) ou (pied²/pied²). Les RAOs sont déterminés de façon analytique, ou expérimentale.

La figure A.2 présente une série de courbes de fonctions de transfert qui sont les réponses d'un navire dans un environnement défini par la vitesse du navire, l'angle relatif entre la houle et la proue du bateau, la hauteur significative et la périodicité des vagues.

FFH330 10 45 09 09

OPÉRATEURS DE RÉPONSE D'AMPLITUDE

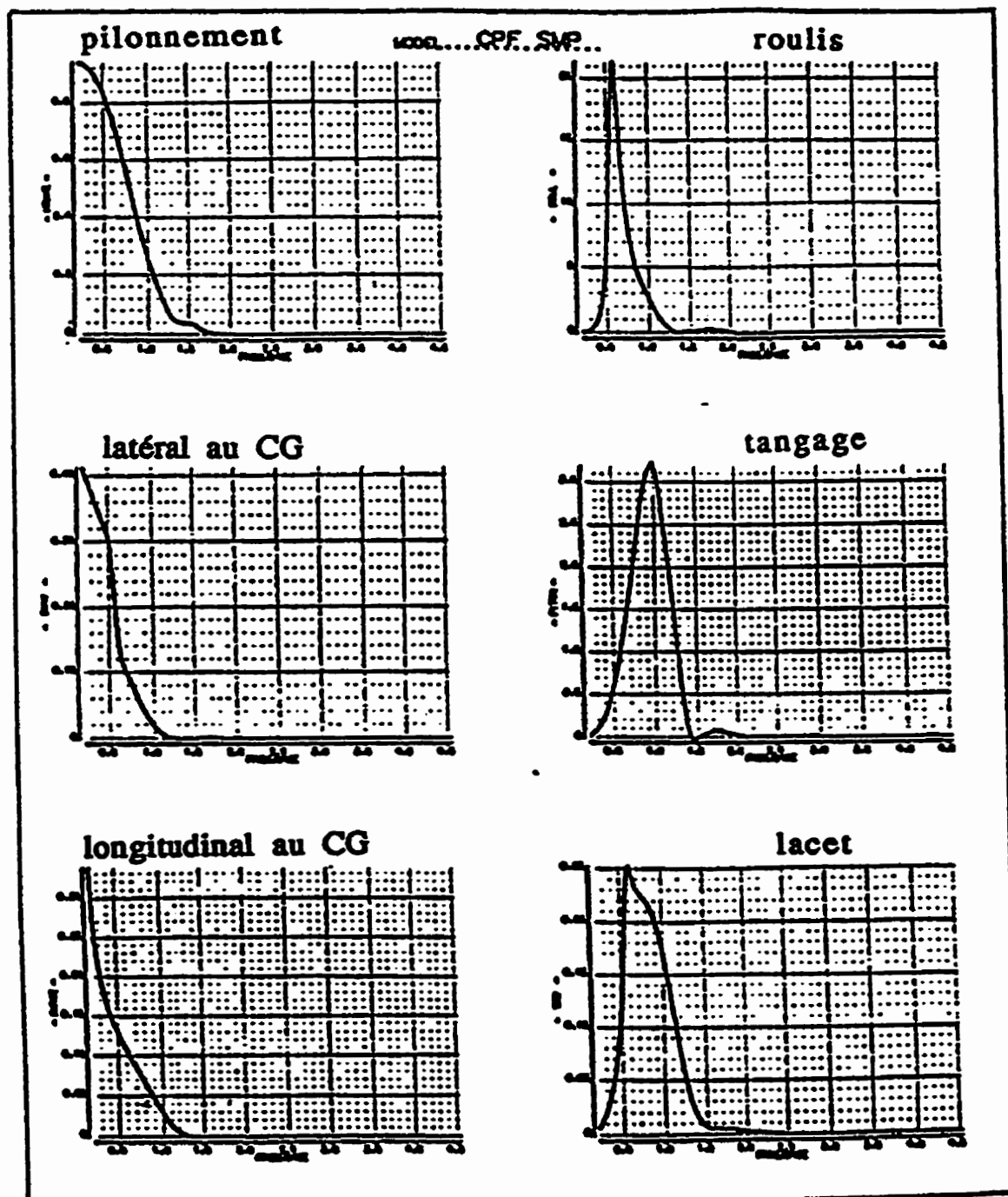


Figure A.2 - Exemple d'une série de courbes des opérateurs de réponse d'amplitude.

A.1.3 - Spectre de la mer

Le spectre de la mer est défini par une série de vagues individuelles simples, chacune de longueur, de hauteur et de phase différentes. Il est possible de créer le profil de la surface de la mer en superposant cette série de vagues régulières (Figure A.3).

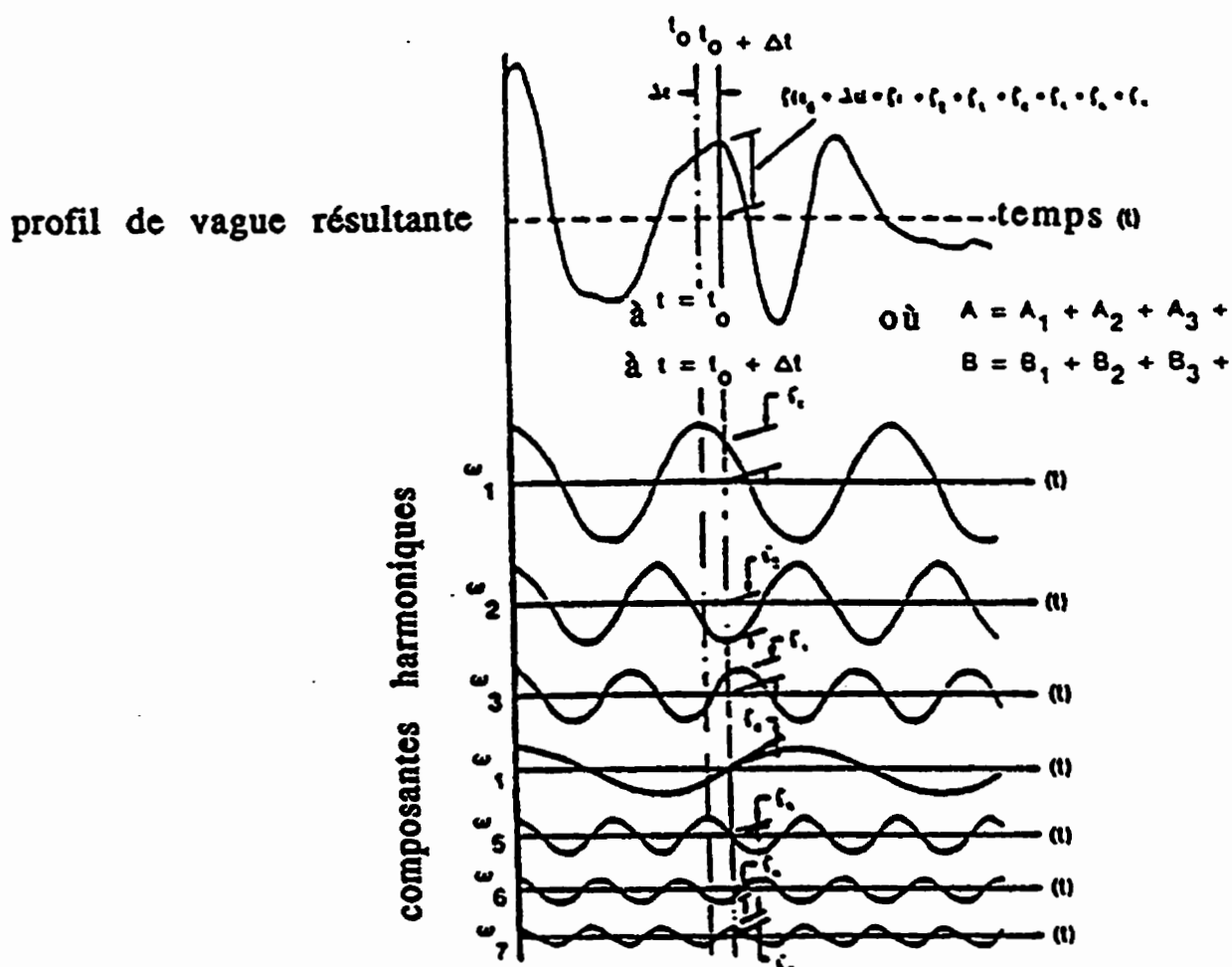
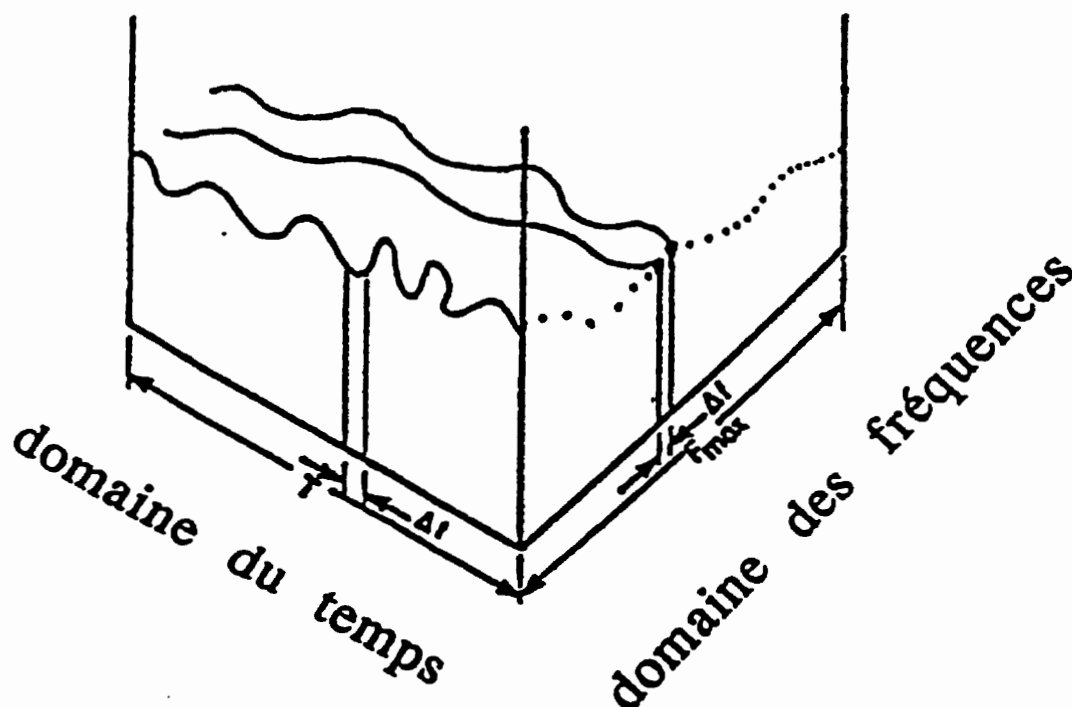


Figure A.3 - Synthèse d'un profil de la surface de la mer.

La superposition des vagues est réalisée en fonction de la fréquence. La relation entre les domaines de temps et de fréquence est illustrée à la figure A.4 (d'après Ouellet, Y. 1973).



après Ouellet, Y (1985). Analyse spectrale de la houle.

Figure A.4 - Relation entre les domaines de temps et de fréquence.

Tel qu'indiqué, les vagues océaniques sont de caractère irrégulier. Les enregistrements de hauteur des vagues illustrent les irrégularités de la surface de la mer en temps réel. La figure A.4 indique qu'il est possible de décrire les enregistrements en temps réel en termes de fréquences. Le spectre de fréquence créé est la trace du passage d'une vague en temps réel. Il existe donc un profil irrégulier unique représentatif d'un spectre

de fréquences données. Cependant il n'est pas possible de décrire un spectre de fréquences avec un profil irrégulier unique puisqu'il y a plusieurs profils irréguliers décrits par un spectre de fréquence avec le même niveau d'énergie .

Un spectre de fréquence peut être décomposé en différentes composantes harmoniques. Elles sont définies par un niveau d'énergie provenant d'une vague. L'énergie totale est représentée par la distribution, selon chaque fréquence, du niveau d'énergie de ces différentes composantes et forme le spectre d'énergie. La figure A.5 illustre un exemple de spectre d'énergie de la houle. La surface sous la courbe du spectre d'énergie $S_W(w)$ est proportionnelle à l'énergie des vagues pour une bande de fréquence choisie. Chaque élément d'aire sous la courbe est défini par:

$$A_i = (2 S_W(w_i) D w) 0.5 \quad (a.1)$$

où A_i : surface d'un intervalle de la courbe
 ("*histogramme*"), qui est égale à
 l'amplitude d'une vague composante de
 la houle (m^2).

$S_W(w_i)$: ordonnée au centre de l'intervale de la
 courbe pour une fréquence donnée
 ($m^2 - sec$).

(w_i) : abscisse au centre de l'intervale de la
 courbe de fréquence représentant une
 vague composante de la houle.

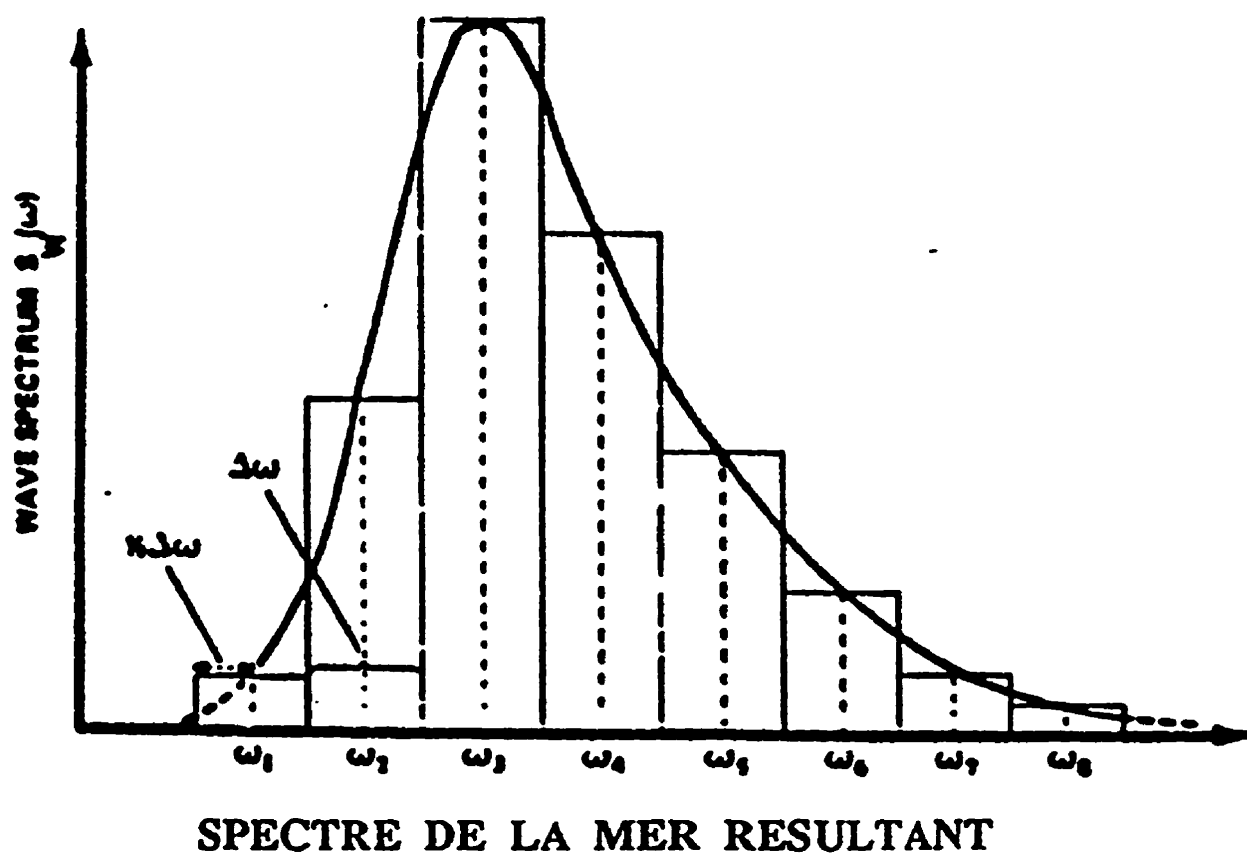


Figure A.5 - Un exemple de spectre d'énergie de la houle

Avec l'addition de la variable de temps, l'équation a.1 devient:

$$A_t = \sum_{i=1}^n A_i \cos [w_t - e_i] \quad (a.2)$$

où: e_i : déphasage angulaire aléatoire d'une vague
composante d'une vague (degré).

t : temps écoulé (sec)
 $\sum_{i=1}^n A_i$: sommation des vagues harmoniques

de n fréquences.

En résumé, la définition d'une vague irrégulière est obtenue par la sommation des composantes de vagues régulières définies par leurs amplitudes, calculées des densités spectrales, avec des phases angulaires aléatoires de distribution uniforme. Il existe plusieurs solutions à la définition d'un passage de vagues pour un spectre de houle spécifique. Pour chaque courbe de densité spectrale définie par une hauteur significative de vague et une période, il est possible de décrire une infinité de profils de passage de vague (Ochi, M. et Bales, S. 1977). Cependant les données de la houle peuvent être mesurées physiquement afin d'obtenir une définition de densité spectrale (Bonnefille, R. 1976). Les différentes variations sont fonction des variables et du type d'application désigné. Les formulations employées sont, en général, basées sur la même théorie. L'énergie totale d'un intervalle de fréquence, w , est égale

à:

$$DE_{\text{TOTALE}} = r g w S_w(w) Dw \quad (\text{a.3})$$

où: DE_{TOTALE} : variation de l'énergie totale.
 $S_w(w)$: fonction de la densité spectrale.
 w : fréquence
 g : accélération
 r : densité de l'eau

La formulation du spectre d'énergie de la mer de Pierson-Moskowitz s'écrit sous la forme (Pierson, W. et Moskowitz, L. 1964):

$$S_w(w) = \frac{ag^2}{w^2} e^{\left(\frac{4 a g^2}{H_s^2 w^4} \right)} \quad (\text{a.4})$$

où: a : constante
 g : accélération (m/s^2)
 w : fréquence de l'onde (rad/sec)
 $S_w(w)$: densité spectrale ($\text{m}^2\text{-sec}$)
 H_s : hauteur significative de vague (m)

H_s étant la seule variable (voir la figure A.6).

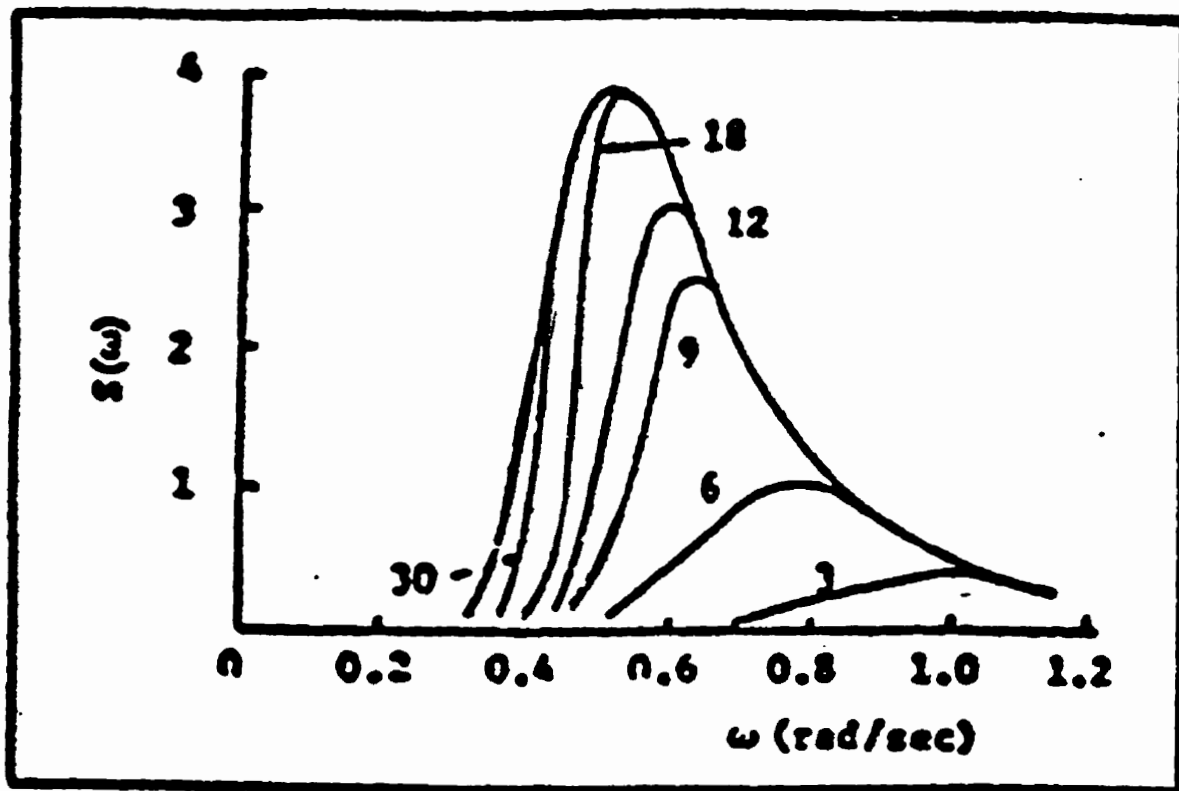


Figure A.6 - Spectre de Pierson - Moskowitz

Une autre formulation conçue par C. L. Bretschneider est donnée par (Bretschneider, C. L. 1959) :

$$S_w(w) = \frac{483.5}{w^5 T_0^4} H_s^2 e^{\left(\frac{-1994.5}{w^4 T_0^4} \right)} \quad (a.5)$$

où: T_0 : période (sec)

Les deux variables de cette formulation sont la période et la hauteur significative de vague (voir la figure A.7).

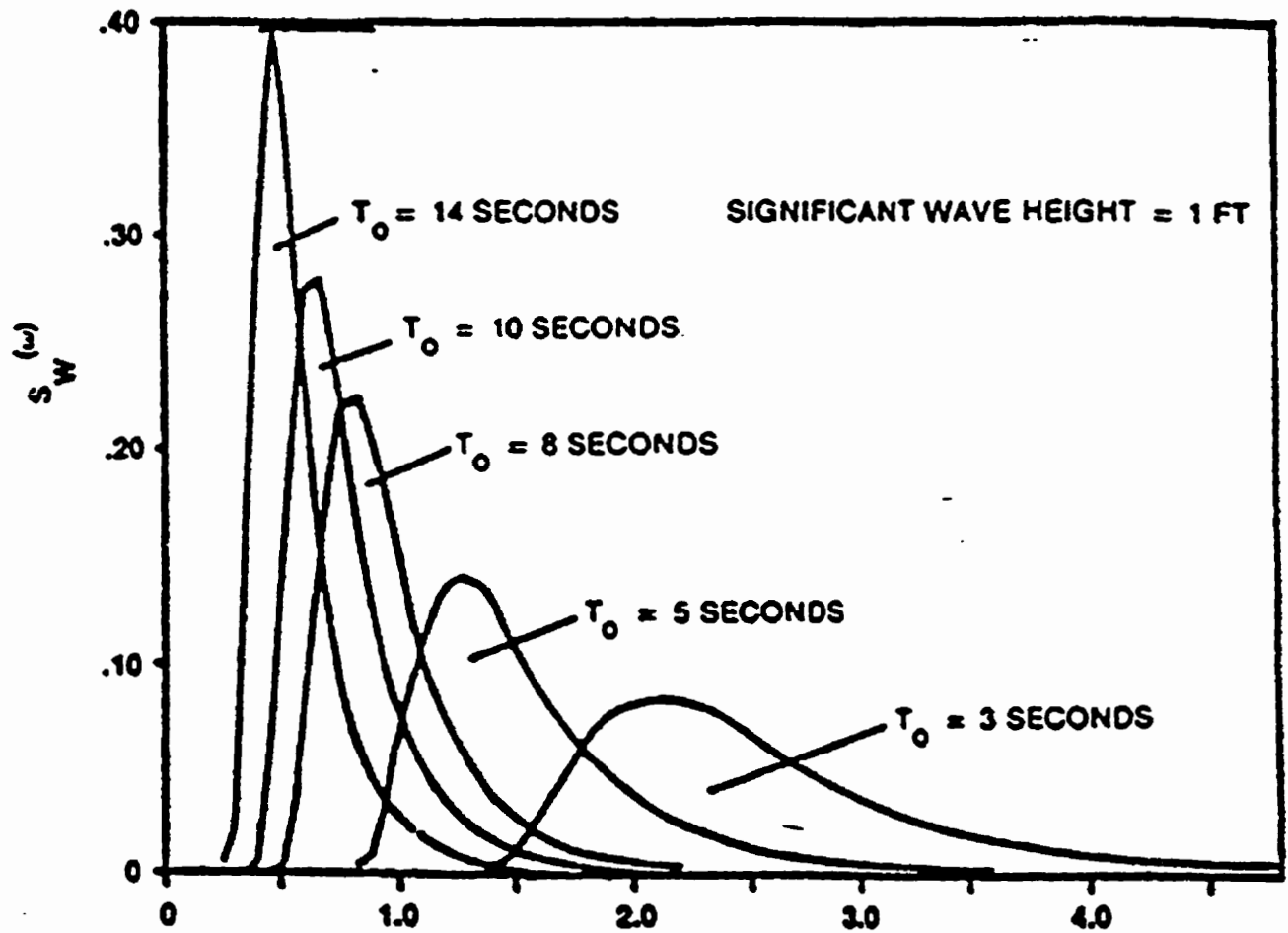


Figure A.7 - Formulation Bretschneider

Il existe plusieurs autres formulations telles ' *International Towing Tank Conference* ' (ou ITTC) qui est similaire à la formulation de Bretschneider ou le ' *Joint North Sea Wave Project* ' ou JONSWAP où les deux variables sont la longueur d'onde 'fetch' de la mer et la hauteur significative de la houle qui est basée sur la vitesse du vent (Lee, W. T. et Bales, S. L. 1980).

$$S_W(w) = \frac{16.942 H_s^{1.375}}{g^{1.375} T_0^{2.75}} g^2 w^5 e^{\left(-1.25 \left(\frac{w T_0}{2p}\right)^4\right)} 3.3 e^{\frac{1}{2s^2} \left(\frac{w T_0}{2p} - 1\right)^2} \quad (a.6)$$

où: $s :$ 0.07 pour $\frac{w}{2p} \leq \frac{1}{T_0}$

$s :$ 0.09 pour $\frac{w}{2p} > \frac{1}{T_0}$

H_s : hauteur significative de la houle

Le hauteur significative de la houle est obtenue par:

$$H_s = (\text{vitesse de vent}) \cdot (\text{coefficient}) \cdot (\text{constante})$$

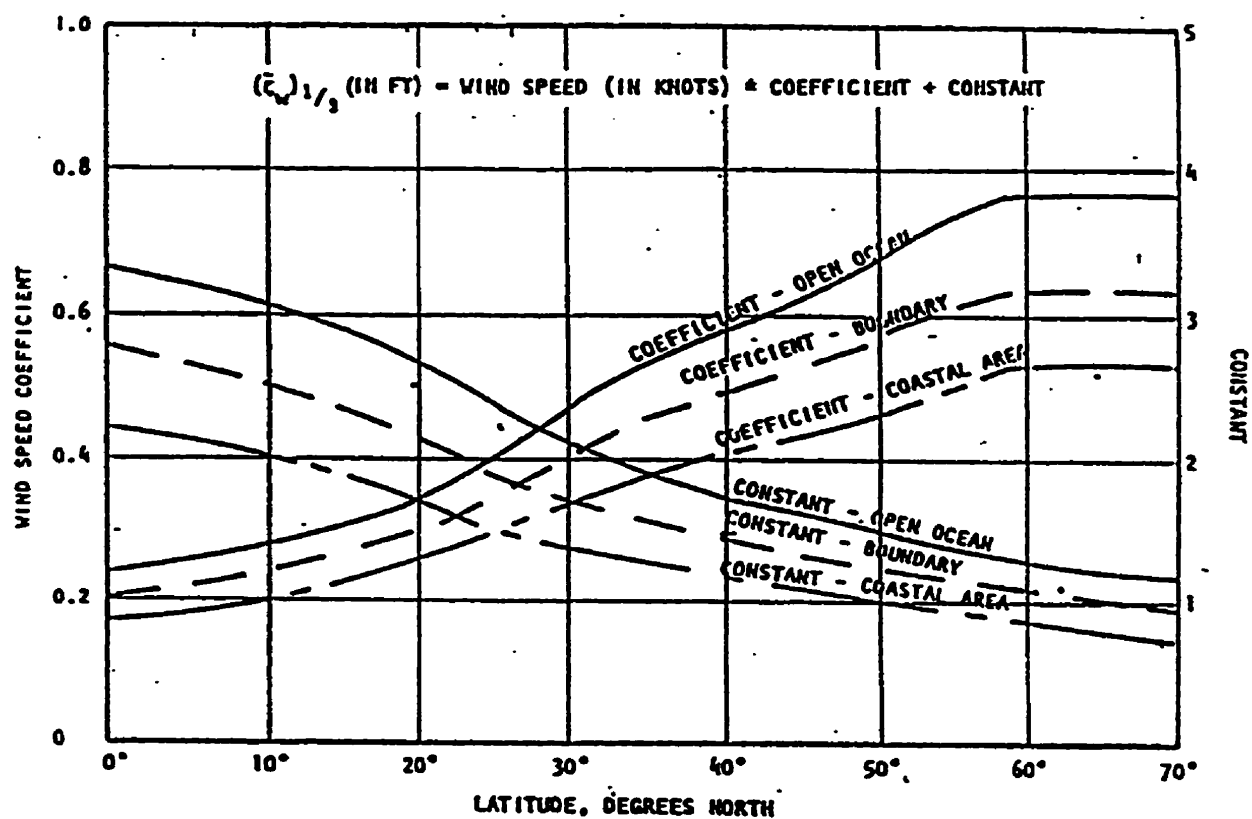
(noeuds)

(tableau A.2)

(= 1.5)

Tableau A.2 - Calcul de hauteur significative de la houle - formulation

JONSWAP



La comparaison des diverses formulations du spectre d'énergie est une tâche considérable et pourrait faire l'objet d'un autre rapport. Dans le cadre de cette étude, les formulations de Pierson - Moskowitz et Bretschneider seront employées puisqu'elles sont les plus utilisées dans le domaine de l'interface dynamique .

A.1.4 - Spectre de réponse

Les caractéristiques spectrales d'un navire sont définies par des fonctions de transfert dites "Response Amplitude Operators" (Opérateurs de réponse d'amplitude). Tel qu'indiqué auparavant, les RAOs définissent les réponses dynamiques des navires pour des conditions de charges spécifiques (Baitis, A. E, Meyers, W. G, et Applebee, T.R. 1976). Le spectre de réponse est le produit des fonctions de transfert (RAOs) et le spectre de la mer, le produit des fréquences de la mer (S_r).

On a:

$$S_r = S_w(w) \cdot \text{RAO} \cdot f(V, m) \quad (\text{a.7})$$

où: S_r : spectre de réponse (rencontré)

$S_w(w)$: spectre de la mer (rencontré)

RAO : fonctions de transfert

$f(V,m)$: trace de fréquence

V : vitesse (du navire)

m : angle relatif de la houle avec le bateau

Les courbes de spectre de réponses de la figure A.8 sont le résultat de la multiplication du spectre de la mer et des opérateurs de réponse d'amplitude rencontrés.

$$\text{Réponse du navire} = \text{La mer} \times \text{Opérateurs de réponse d'amplitude}$$

$$S_r = S_w \times \text{RAO}$$

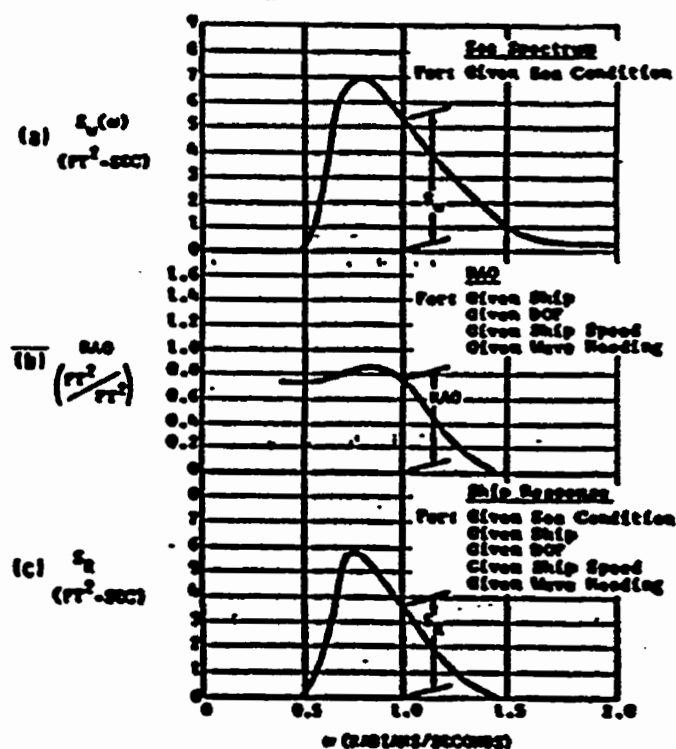


Figure A.8 - Formulation d'un spectre de réponse

Le spectre de réponse est ensuite découplé pour chaque degré de liberté (voir figure A.9). Chaque courbe est divisée en "n" composantes harmoniques qui sont les données de base de la formulation du mouvement du navire dans le temps.

La définition physique du navire et les caractéristiques de réponse décrivent le comportement complet du navire.

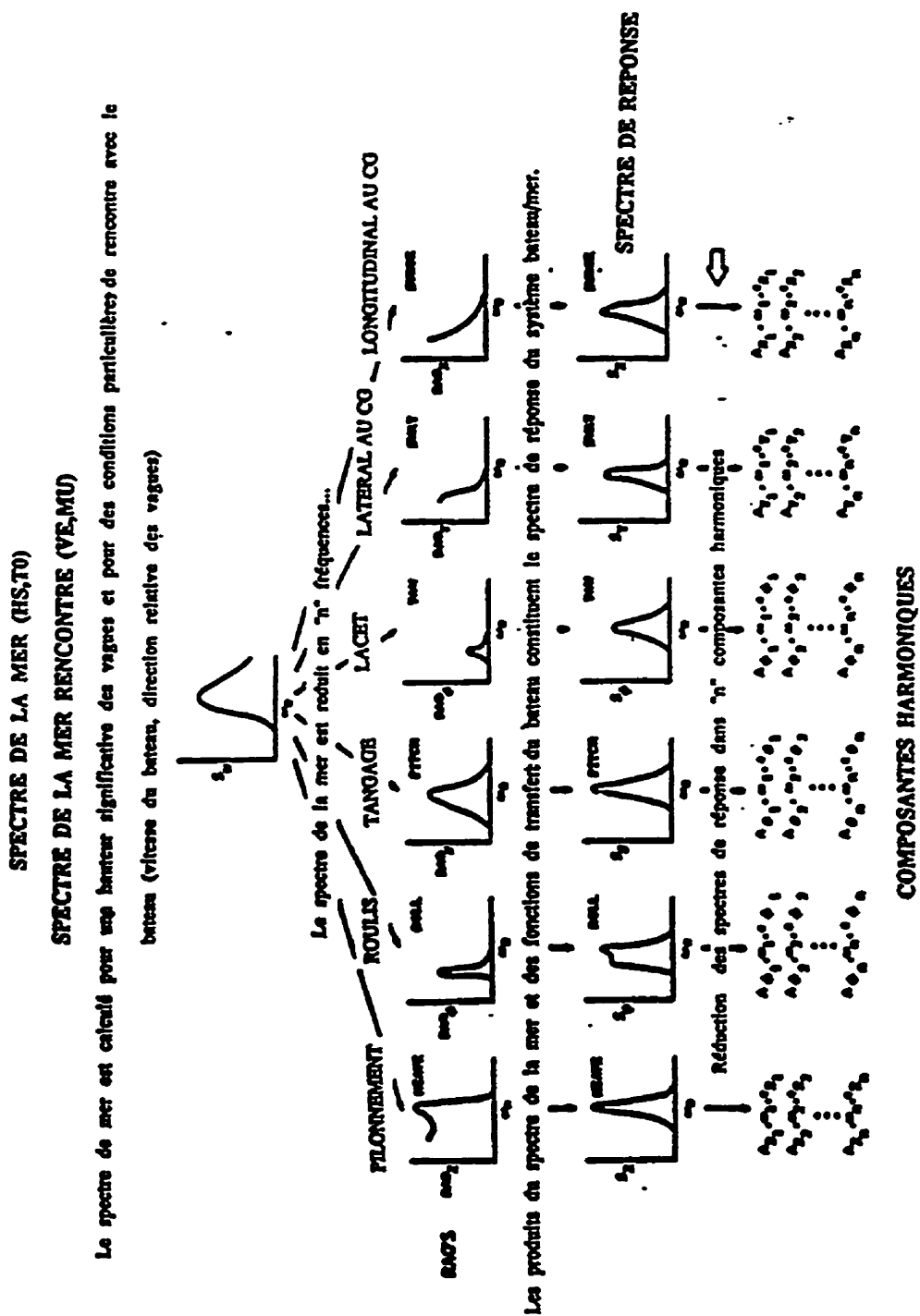


Figure A.9 - La sommation des calculs - spectre de réponse

Le spectre de rencontre illustré à la figure A.10 est calculé comme suit:

$$|RAO| = |H(w)^2| \quad (a.8)$$

où: $H(w)^2$ = fonction de transfert de vague régulière

$$H(w) = E(w) m(w) \quad (a.9)$$

où: $E(w)$ = facteur de force complexe qui dépend du
profil du navire et des caractéristiques
de la houle.

$m(w)$ = facteur d'échelle

et

$$H(w) = \frac{A_{iRAO}}{H_s} \quad (a.10)$$

où:

$$H(w) = \frac{\text{amplitude de réponse du navire}}{\text{hauteur significative de vague}}$$

On obtient la fréquence périodique des vagues dans toutes les directions du modèle de la mer. La relation entre la longueur de la vague périodique en eau profonde et ses fréquences est données par:

$$L_w = \frac{2pg}{w^2} \quad (a.11)$$

où: L_w : longueur de la vague (m ou pi)
 g : accélération gravitationnelle
 w : fréquence d'onde de vague (rad/sec)

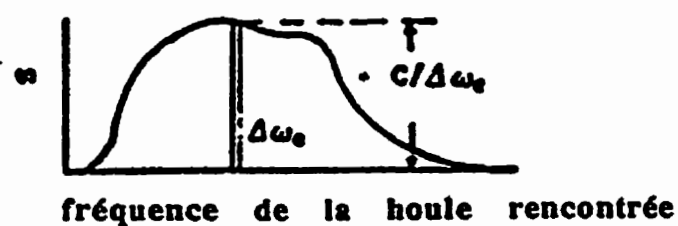
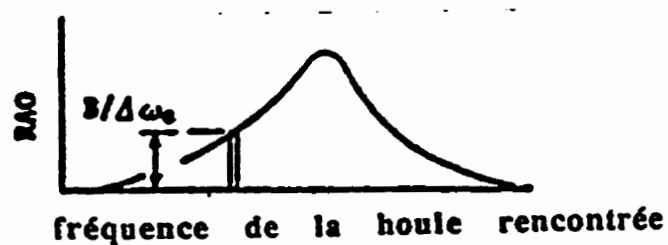
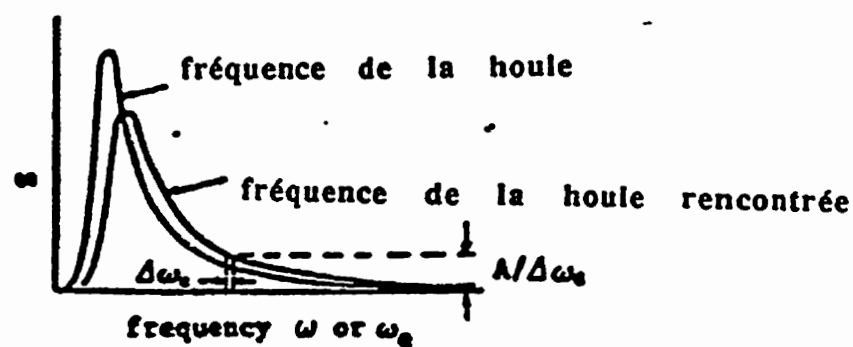


Figure A.10 - Le calcul du spectre de rencontre

Le processus de calcul est divisé en deux étapes (O'Reilly, P.J.F. 1978). La première étape consiste à transformer la fréquence d'énergie de la mer en fréquence d'énergie du navire. Le domaine d'énergie du navire forme le spectre de fréquence rencontrée. Il est donné par:

$$w_e = w \pm \frac{w^2 V \cos(m)}{g} \quad (a.12)$$

où: w : fréquence régulière d'onde (rad/sec)
 w_e : fréquence rencontrée d'onde (rad/sec)
 V : vitesse du navire (pi/sec ou m/sec)
 m : angle entre la houle et la direction
du navire (degré)

avec:

la proue = 0°

la poupe = 180°

La seconde étape consiste à transformer les courbes de fréquences régulières en courbes de fréquences rencontrées en fonction de leurs profil et amplitude. Le changement de coordonnées est effectué à l'aide de la transformation Jacobienne suivante:

$$J = \pm \sqrt{1 \pm \frac{4w_e V \cos(m)}{g}} \quad (a.13)$$

Le modèle mathématique de représentation des courbes (les histoires synthétiques du mouvement de bateau) est un modèle stochastique. Il est défini par une série de variables aléatoires qui sont fonction du temps et de l'espace (Ouellet, Y. 1973). Chaque composante harmonique est définie par une amplitude A , une fréquence d'onde w et une phase angulaire e (O'Reilly, P.J.F. 1978). Les amplitudes de mouvement sont représentées, pour chaque direction, par exemple:

$$A_z = \sum_{n=1}^k (A_{z_n} \cos(w_n - e_{z_n})) \quad (\text{a.14})$$

L'équation a.14 représente l'histoire synthétique de temps dans la direction verticale. L'histoire de mouvement de l'exemple suivant est calculée à l'aide de la sommation de quarante-huit fonctions harmoniques (il s'agit de $k = 48$). La figure A.11 présente un échantillon des traces des histoires de mouvement d'un navire.

bateau WHEC378 de la Garde-Côte Américaine

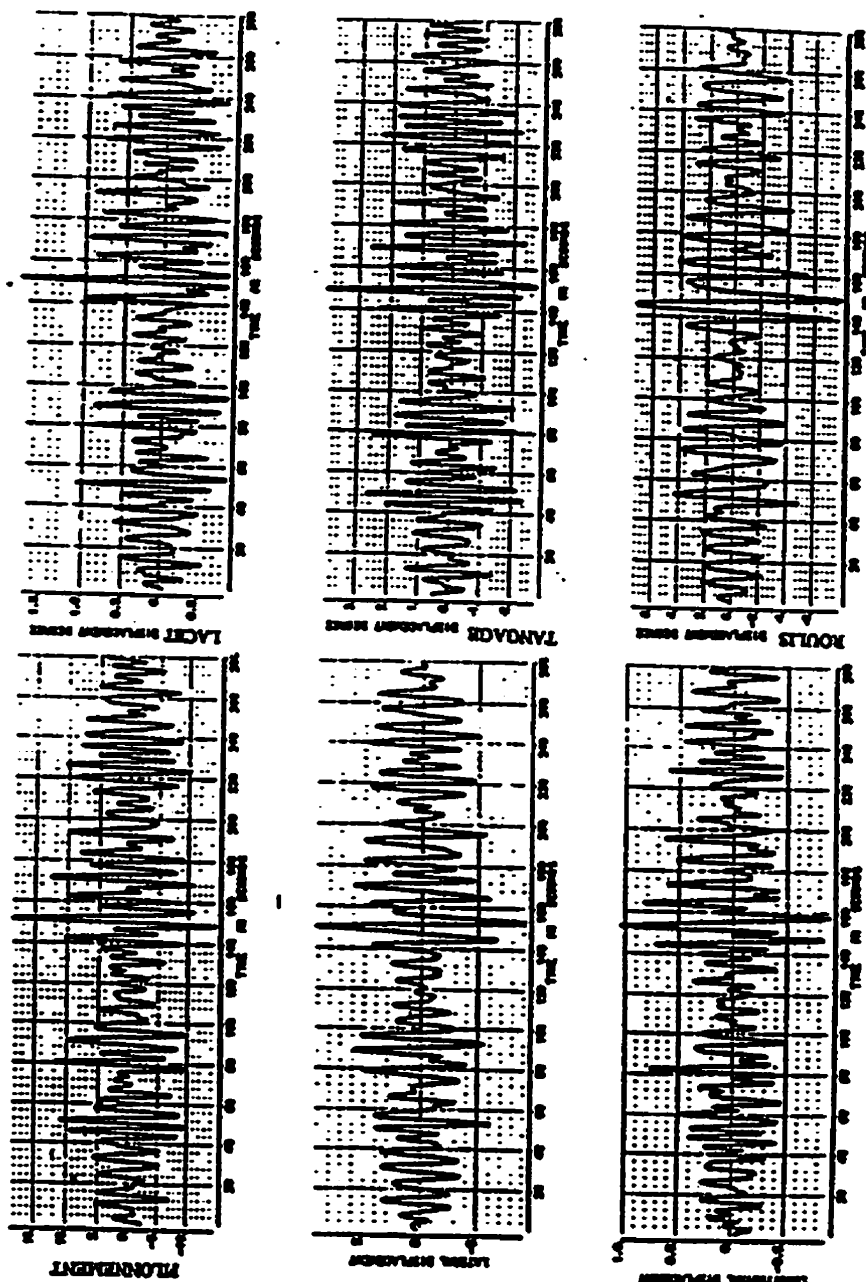


Figure A.11 - Échantillon des traces des histoires de mouvement d'un navire.

A.2.0 - Modélisation d'hélicoptère

La définition du mouvement d'un véhicule aérien sur le pont d'un navire est fonction de l'empattement du train d'atterrissage, de l'orientation, de l'emplacement, du poids, des inerties, de la position du centre de gravité, de la superficie latérale de traînée et du centre de poussée.

Les accélérations de translation et angulaires sont créées par les forces et moments provenant du bateau, provoquées par l'agitation de la mer. L'intégration numérique des accélérations donne la position et le comportement relatif d'un hélicoptère par rapport au bateau, en fonction du temps, pour les divers mouvements du bateau (Blackwell, J. et Feik, R. A. 1988). Puisque le véhicule aérien, le pont du bateau et les caractéristiques du mouvement du bateau ont été définis, il reste à définir l'écoulement de l'air sur le pont.

Un modèle de simulation à direction a été conçu. L'écoulement de l'air et de la houle se déplacent dans cette direction. L'air agit comme une force constante sur le centre de poussée qui est transmise au centre de gravité du véhicule aérien. La résolution des accélérations provenant du pont fait l'objet de l'étude de l'interface dynamique.

Les composantes des charges d'inertie au centre de gravité F_{ix} , F_{iy} et F_{iz} sont déterminées par:

$$\begin{pmatrix} F_{ix} \\ F_{iy} \\ F_{iz} \end{pmatrix} = (W) \begin{pmatrix} A_{x_{cg}} \\ A_{y_{cg}} \\ A_{z_{cg}} \end{pmatrix} \quad (a.15)$$

où: $\begin{pmatrix} F_{ix} \\ F_{iy} \\ F_{iz} \end{pmatrix}$ = forces d'inertie provoquées par le mouvement du bateau.

W = masse du véhicule aérien.

$$\begin{pmatrix} A_{x_{cg}} \\ A_{y_{cg}} \\ A_{z_{cg}} \end{pmatrix} = \text{accélérations}$$

Pour les directions longitudinale, latérale, et verticale, les charges d'inertie deviennent:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} F_{ix} \\ F_{iy} \\ F_{iz} + W \end{pmatrix} \quad (a.16)$$

où: $T_{ij} = T(\phi, \theta, \psi)$

- matrice de transformation du système de coordonnées du bateau au système de l'hélicoptère.

$\phi =$ angle de roulis

$\theta =$ angle de tangage

$\psi =$ angle de lacet

L'écoulement de l'air sur le pont est défini par une vitesse V_{WOD} ($WOD = \text{wind over deck}$) et une direction relative à l'axe longitudinal du bateau ψ_{WOD} . Les vitesses $V_{W_{long}}$ le long de la ligne centrale du bateau et $V_{W_{lat}}$ normale à la ligne centrale sont calculées. La solution donne la force latérale du vent agissant au centre de poussée du véhicule aérien.

La composante latérale de la force est donnée par:

$$F_{W_y} = 3.5 A_y \left(\frac{V_{W_{lat}}}{100} \right)^2 \quad (\text{a.17})$$

où: A_y = surface projetée latérale.

F_{W_y} = force latérale du vent agissant au
centre de poussée

Les forces axiales du vent agissant sur le train d'atterrissage sont données par:

$$F_{RMG_{WIND}} = (F_{W_y}) \frac{(WL_{CP} - WL_G)}{(L_{BL} - R_{BL})} \quad (a.18)$$

où: $F_{RMG_{WIND}}$ = forces axiales appliquées sur
l'atterrisseur principal à
la droite.

F_{W_y} = composante latérale de la force
du vent.

WL_{CP} = centre de poussée - ligne de
flottaison.

WL_G = ligne de flottaison de sol.

L_{BL} = atterrisseur principal à gauche.

R_{BL} = atterrisseur principal à droite.

Le déplacement angulaire de roulis du véhicule est donné par:

$$\Delta\phi_{(WIND)} = \tan^{-1} \left(\frac{F_{RMG_{WIND}}}{(K)(L_{BL})} \right) \quad (a.19)$$

où: K = constante d'amortissement

Les forces axiales d'inertie appliquées au train d'atterrissage sont données
par:

$$F_{RMG(Inertie)} = Y \left(\frac{WL_{CG} - WL_G}{L_{BL} + R_{BL}} \right) \quad (a.20)$$

où: WL_G = centre de gravité- ligne de flottaison.

$F_{RMG(Inertie)}$ = force axiale appliquée au train d'atterrissage principal à droite. Elle est provoqué par la force Y définie à la équation a.17.

En supposant un équilibre des forces d'inertie, la composante axiale au train d'atterrissage de gauche est égale et de sens opposé à la composante du train d'atterrissage de droite.

$$F_{LMG(Inertie)} = -F_{RMG(Inertie)} \quad (a.21)$$

où: $F_{LMG(Inertie)}$ = force axiale sur l'atterrisseur principal de gauche.

De la même façon, le déplacement angulaire de roulis du véhicule provoqué par les forces d'inertie est donné par:

$$\Delta\phi_{(Inertie)} = \tan^{-1} \left(\frac{F_{RMG(Inertie)}}{(K)(L_{BL})} \right) \quad (a.22)$$

Lors d'une simulation, le déplacement angulaire dû au mouvement de l'air est constant puisque la vitesse de l'air reste constante. Cependant, le déplacement angulaire causé par les forces d'inertie varie en fonction du mouvement du bateau.

Le déplacement angulaire total est donné par:

$$\Delta\phi_{(total)} = \Delta\phi_{(vent)} + \Delta\phi_{(inertie)} \quad (a.23)$$

La stabilité du véhicule aérien dépend de la condition du pont du bateau. La présence d'eau ou d'huile sur le pont influence le mouvement du train d'atterrissage par une variation du coefficient de friction. Le programme tient compte de ce facteur. Le calcul des enveloppes opérationnelles pour des conditions maritimes spécifiques d'un pont sec peut révéler des conditions acceptables d'opération alors qu'il en est autrement pour un pont mouillé (à l'extérieur des limites opérationnelles). Il peut se produire des incidents de glissement.

Le modèle du véhicule aérien est programmé pour le pire cas d'instabilité afin

de garder une approche conservatrice. Pour la plus grande liberté de mouvement du train d'atterrissage, l'atterrisseur auxiliaire (avant) est programmé avec le verrouillage dans l'axe viré et dégagé (freins). Le modèle du véhicule est aligné avec la ligne de centre du bateau. Ceci est illustré à la figure A.12. Il est toutefois programmé pour des conditions instables d'opération.

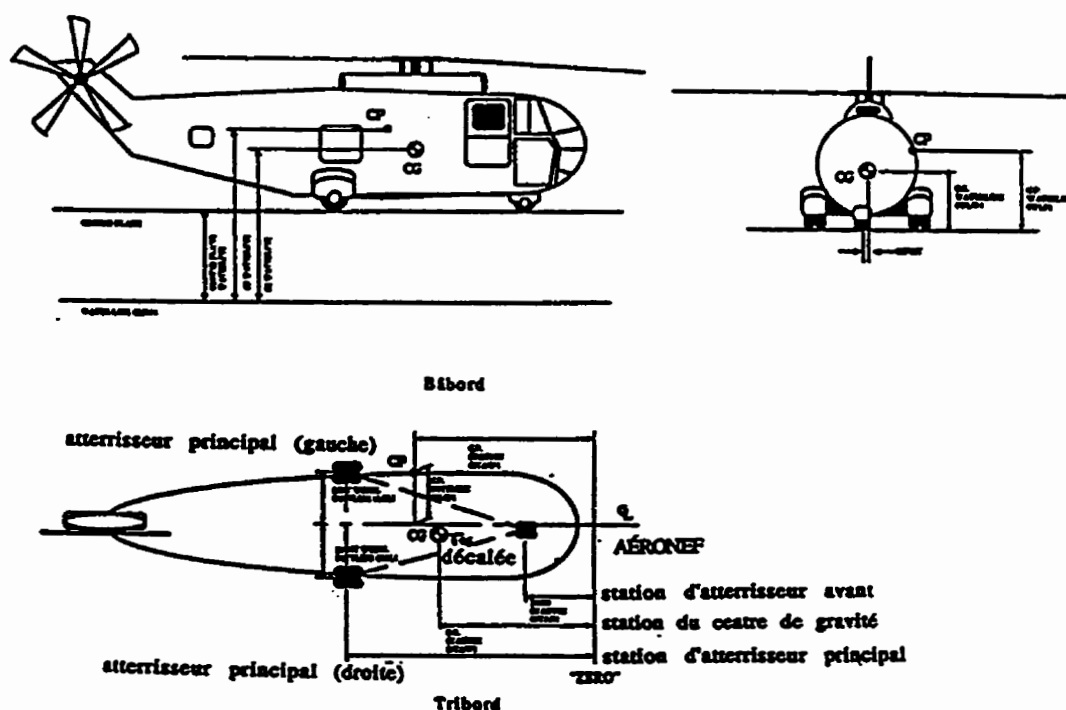


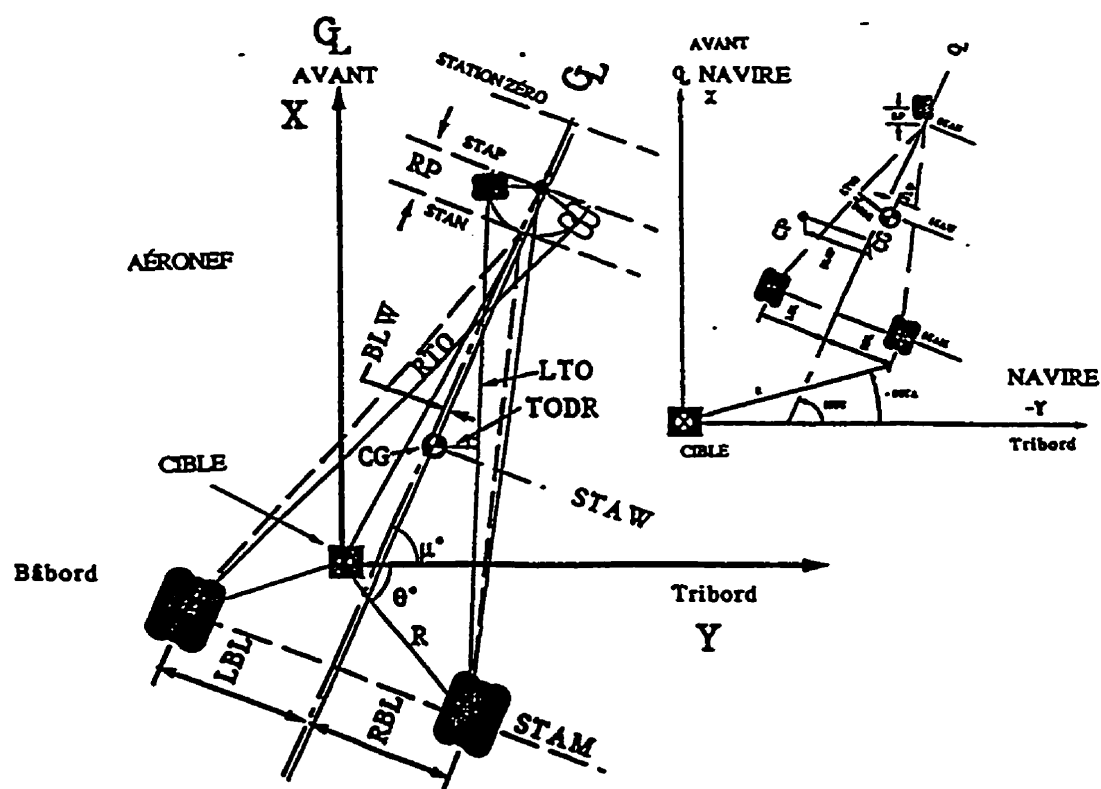
Figure A.12 - Orientation d'un véhicule aérien à bord du bateau.

L'orientation du modèle du véhicule aérien est donnée par l'angle (m) entre la ligne de centre du véhicule et l'axe latéral du bateau (Y). Les coordonnées du train d'atterrissage de droite sont données par R et Q , le rayon et l'angle avec le plan du pont. Les coordonnées du centre de gravité, des trains d'atterrissage principal et auxiliaire, et du pivot de verrouillage servent également au calcul des limites critiques géométriques d'interface dynamique suivantes (voir figure A.13):

a)- La ligne de charnière est définie comme la ligne de pivot de droite ou de gauche autour de laquelle un renversement du véhicule peut se produire. Il existe deux lignes de charnière \overline{RTO} et \overline{LTO} . Elles joignent l'atterrisseur principal à l'atterrisseur avant. Ce dernier pouvant pivoter, la position la plus stable est définie lorsqu'il est parallèle à la ligne de charnière.

b)- On résout l'azimuth des lignes de charnière \overline{RTO} et \overline{LTO} par rapport aux axes longitudinaux du bateau AZ_{RTO} et AZ_{LTO} .

c)- Les segments \overline{TODR} et \overline{TODL} représentent les distances entre le point du centre de gravité (virtuel ou dynamique) du véhicule aérien et les lignes \overline{RTO} et \overline{LTO} . Ces segments représentent effectivement le niveau de stabilité du système. Si les valeurs des segments sont définies 0 un incident de renversement est identifié.



**Figure A.13 - Limites critiques géométriques d'interface dynamiques
aéronef/navire.**

d)- Les angles $\angle TOR$ et $\angle TOL$ sont les angles entre les vecteurs reliant le centre de gravité virtuel aux lignes \overline{RTO} , \overline{LTO} et la verticale. Ils définissent les angles de renversement, qui sont donnés par (voir figure A.14):

$$\angle TOR = \tan^{-1} \left(\frac{TODR}{WLW - WL_G} \right) \quad (a.24)$$

$$\angle TOL = \tan^{-1} \left(\frac{TODL}{WLW - WL_G} \right) \quad (a.25) -$$

où

WLW = ligne de base au centre de gravité du véhicule
aérien.

WL_G = ligne de base principale du pont du bateau avec
l'atterrissage.

Lorsque ces angles sont nuls, il s'agit du cas de stabilité métaphysique (métastable). Des valeurs négatives représentent un cas d'instabilité où un renversement est possible.

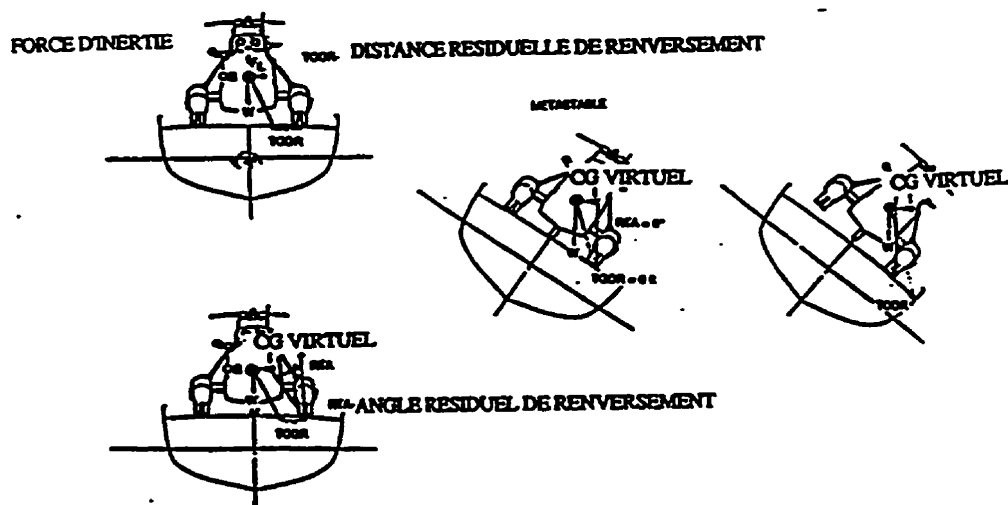


Figure A.14- La définition des angles de renversement.

e)- L'identification des conditions de renversement longitudinal est réalisée de façon similaire. Les paramètres sont définis comme suit:

1)- La ligne de charnière de renversement en tangage est la ligne reliant les deux atterrisseurs principaux.

2)- La distance entre le centre de gravité virtuel et la ligne de charnière est définie par:

$$\overline{PBD} = (STAM - STAW) \quad (a.26)$$

où:

\overline{PBD} = distance de renversement en tangage.

STAW = position du centre de gravité du
véhicule aérien.

STAM = position des atterrisseurs
principaux.

3)- L'angle de renversement en tangage est
donné par:

$$\angle PBA = \tan^{-1} \left(\frac{STAM - STAW}{WLW - WLG} \right) \quad (a.27)$$

Il y a deux formes possibles de renversement d'un véhicule aérien sur un pont de bateau, statique ou dynamique. Le renversement statique se produit sur terre avec l'atterrissage d'un véhicule sur une pente par exemple. La résultante des forces de gravité et de friction entraîne une glissade ou un renversement. Le système se trouve alors dans une position instable. Le déplacement produit a pour but de replacer le véhicule dans une position stable.

Un renversement dynamique est caractérisé par un mouvement de translation du centre de gravité virtuel du véhicule aérien. Ceci est causé par le mouvement du pont du bateau et des forces provenant du vent. La résultante des forces varie dans le temps. Le calcul des paramètres: \overline{TODR} , \overline{TODL} , $\angle TOR$ et $\angle TOL$ révèle le niveau de stabilité du système. Le point où les valeurs de \overline{TODL} et \overline{TODR} sont nulles, représente la limite de stabilité dite "métaphysique". Un simple mouvement dans le sens négatif crée une instabilité. Si les valeurs de \overline{TODL} et \overline{TODR} sont toutes deux négatives, il y a un incident de renversement. Le centre de gravité a alors dépassé la ligne de charnière (il s'agit que le centre de gravité et le pont soient tous deux dans le sens négatif).

Il y a glissade lorsque les forces de friction du train d'atterrissage sont plus

faibles que les forces de gravité et d'inertie du véhicule aérien. Lorsque les forces d'inertie sont plus élevées et de sens opposé aux forces de gravité, le coefficient de friction devient égal à zéro. Cette situation est l'indication d'un incident de décollage non-contrôlé.

ANNEXE B

Description SMP93 de la frégate FFG37 (USA)

DATA CARD SET 1 - TITLE
A69 AVISOS A69 - CDT BIROT

DATA CARD SET 2 - PROGRAM OPTIONS

OPTION	VLACPR	RAOPR	RLDMPR	LRAOPR	ADRPR
2	0	1	0	0	0

DATA CARD SET 3 - PHYSICAL UNITS

UNITS	RHO	GRAV	GNU
METER	1025.8199	9.80620	0.00000119

DATA CARD SET 4 - HULL PARTICULARS

LPP	BEAM	DRAFT	DSPLMT	VKDES	VKINC	AMODL
76.0000	10.3000	3.0120	1160.00	25.0000	5.0000	0.0000

DATA CARD SET 5 - LOAD PARTICULARS

GMNOM	DELGM	KG	KPITCH	KROLL	KYAW
0.8600	0.0000	4.3000	0.2500	0.3670	0.2500

DATA CARD SET 6 - HULL LINES - LEWIS FORM OR OFFSETS

NO. OF STATIONS = 21 NLOADS = 0

STATION	NLEWF	BEAM	DRAFT	SECARE	DBLWL
---------	-------	------	-------	--------	-------

0.0000	LINES	0.1400	0.3000	1.1109	
1.0000	LINES	1.8800	3.3000	0.5174	
2.0000	LINES	3.5600	3.3000	0.5726	
3.0000	LINES	5.1200	3.3000	0.6042	
4.0000	LINES	6.4800	3.3000	0.6384	
5.0000	LINES	7.6200	3.3000	0.6745	
6.0000	LINES	8.5400	3.3000	0.7094	
7.0000	LINES	9.2400	3.3000	0.7423	
8.0000	LINES	9.7400	3.3000	0.7716	
9.0000	LINES	10.0600	3.3000	0.7944	
10.0000	LINES	10.2400	3.3000	0.8075	
11.0000	LINES	10.3000	3.3000	0.8091	
12.0000	LINES	10.2400	3.3000	0.7983	
13.0000	LINES	10.1200	3.3000	0.7713	
14.0000	LINES	9.9200	3.3000	0.7291	
15.0000	LINES	9.6400	3.3000	0.6653	
16.0000	LINES	9.2600	3.3000	0.5797	
17.0000	LINES	8.6800	3.3000	0.4737	
18.0000	LINES	7.7600	2.1100	0.5223	
19.0000	LINES	6.0400	1.2000	0.5120	
20.0000	LINES	2.3200	0.3000	0.4627	

11.0000	10	LINEs	Z=	0.00	0.01	0.30	0.60	0.90	1.20	1.50	1.80
2.10 3.30											
12.0000	10	LINEs	Y=	0.00	0.15	1.90	2.97	3.67	4.15	4.51	4.76
4.93 5.12											
12.0000	10	LINEs	Z=	0.00	0.01	0.30	0.60	0.90	1.20	1.50	1.80
2.10 3.30											
13.0000	10	LINEs	Y=	0.00	0.15	1.67	2.68	3.38	3.90	4.28	4.57
4.77 5.06											
13.0000	10	LINEs	Z=	0.00	0.01	0.30	0.60	0.90	1.20	1.50	1.80
2.10 3.30											
14.0000	10	LINEs	Y=	0.00	0.15	1.29	2.21	2.93	3.49	3.93	4.27
4.71 4.96											
14.0000	10	LINEs	Z=	0.00	0.01	0.30	0.60	0.90	1.20	1.50	1.80
2.40 3.30											
15.0000	10	LINEs	Y=	0.00	0.15	0.78	1.52	2.90	3.43	3.86	4.19
4.44 4.82											
15.0000	10	LINEs	Z=	0.00	0.01	0.30	0.60	1.20	1.50	1.80	2.10
2.40 3.30											
16.0000	10	LINEs	Y=	0.00	0.15	0.40	0.78	2.06	2.70	3.25	3.71
4.06 4.63											
16.0000	10	LINEs	Z=	0.00	0.01	0.30	0.60	1.20	1.50	1.80	2.10
2.40 3.30											
17.0000	10	LINEs	Y=	0.00	0.15	0.19	0.31	1.02	1.66	2.31	2.93
3.46 4.34											
17.0000	10	LINEs	Z=	0.00	0.01	0.30	0.60	1.20	1.50	1.80	2.10
2.40 3.30											
18.0000	9	LINEs	Y=	0.00	0.20	0.47	1.00	1.68	2.42	3.08	3.55
3.88											
18.0000	9	LINEs	Z=	1.19	1.20	1.50	1.80	2.10	2.40	2.70	3.00
3.30											
19.0000	6	LINEs	Y=	0.00	0.10	0.70	1.54	2.37	3.02		
19.0000	6	LINEs	Z=	2.10	2.11	2.40	2.70	3.00	3.30		
20.0000	3	LINEs	Y=	0.00	0.03	1.16					
20.0000	3	LINEs	Z=	3.00	3.01	3.30					

DATA CARD SET 7 - BILGEKEEL PARTICULARS

NBKSET

1

BKSET	NBKSTN	BKFS	BKAS	BKWD
1	7	6.6700	13.3400	0.6000

BKSTN	BKHB	BKWL	BKAN
7.0000	3.7000	1.5000	45.0000
8.0000	3.7500	1.2000	52.0000
9.0000	3.7800	1.0500	58.0000

10.0000	3.8200	0.9500	60.0000
11.0000	3.8800	0.9600	61.5000
12.0000	3.8600	1.0200	60.0000
13.0000	3.9000	1.2000	57.0000

TOTAL BILGEKEEL LENGTH = 25.3460 AVERAGE SPAN = 0.6000

DATA CARD SET 8 - SKEG PARTICULARS

NSKSET
0

DATA CARD SET 9 - RUDDER PARTICULARS

NRDSET
1

	RDSET	LOCATION	FWDSTN	AFTSTN	HLFBM	FWDWL	AFTWL
1	ROOT	19.0000	20.0000	0.0000	2.1000	2.7000	
1	TIP	19.2200	20.0000	0.0000	0.1500	0.1500	

DATA CARD SET 10 - PROPELLER SHAFT BRACKETS

NSBSET
1

	SBSET	LOCATION	FWDSTN	AFTSTN	HLFBM	FWDWL	AFTWL
1	RTOB	18.2200	18.3800	2.3800	2.5300	2.6000	
1	TIP	18.2600	18.4200	2.1700	0.7200	0.6900	
1	RTIB	18.2200	18.3800	0.1900	1.4600	1.5400	

DATA CARD SET 11 - FIN PARTICULARS

FNSET IACTFN IFCLCS
1 0 0

	FNSET	LOCATION	FWDSTN	AFTSTN	HLFBM	FWDWL	AFTWL
1	ROOT	8.9200	9.6000	3.9600	1.1400	1.0600	
1	TIP	9.0000	9.6000	4.8700	-0.1600	-0.2400	

DATA CARD SET 12 - MOTIONS AT A POINT

NPTLOC
0

DATA CARD SET 13 - RELATIVE MOTION

NFREBD NBB
0 0

DATA CARD SET 14 - SEASTATE AND ROLL ITERATION

NSIGWH STATISTIC (SA) STATISTIC NAME GAMMA , 0,1 =
BRETSCHNEIDER, >1-4 = JONSWAP
4 2.0000 Valeur 1/3 0.0000

SIGWH

1.0000
2.0000
3.0000
4.0000

DATA CARD SET 15 - STOP

STOP
STOP

END DATA CARD SETS

BRETSCHNEIDER SPECTRA GAMMA = 0.0000

MODAL PERIOD 5.0000 7.0000 9.0000 11.0000 13.0000 15.0000 17.0000
19.0000

IOM OMEGA PERWV S(O,T) S(O,T) S(O,T) S(O,T) S(O,T) S(O,T) S(O,T)
S(O,T)

1	0.200	31.42	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0010
2	0.250	25.13	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0005	0.0152	0.0833
3	0.300	20.94	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0015	0.0342	0.1347	0.2429
4	0.350	17.95	0.0000	0.0000	0.0000	0.0009	0.0345	0.1410	0.2346	0.2628
5	0.400	15.71	0.0000	0.0000	0.0001	0.0180	0.1160	0.2090	0.2290	0.2035
6	0.420	14.96	0.0000	0.0000	0.0004	0.0354	0.1457	0.2137	0.2109	0.1769
7	0.440	14.28	0.0000	0.0000	0.0016	0.0579	0.1676	0.2089	0.1898	0.1521
8	0.460	13.66	0.0000	0.0000	0.0047	0.0827	0.1805	0.1978	0.1682	0.1299
9	0.480	13.09	0.0000	0.0000	0.0108	0.1065	0.1852	0.1829	0.1475	0.1107
10	0.500	12.57	0.0000	0.0000	0.0205	0.1266	0.1832	0.1663	0.1285	0.0942
11	0.520	12.08	0.0000	0.0001	0.0336	0.1418	0.1764	0.1495	0.1115	0.0801
12	0.540	11.64	0.0000	0.0003	0.0492	0.1515	0.1665	0.1333	0.0965	0.0683
13	0.560	11.22	0.0000	0.0010	0.0658	0.1561	0.1548	0.1181	0.0835	0.0583

ANNEXE C

Extrait de fichier sortant de l'IPA

```

*****
LPDTEST OUTPUT
LANDING PERIOD DESIGNATOR
EVALUATION OF OUTPUT
*****
TIME : 130704
DATE : 970227
REP NUMBER: testacelmx
SEA STATE : 4
SHIP : sim
RUN TIME : sim
*****
*****
* Elcdang = 10.00 *
* Elcaut = 4.00 *
* Elsafe = 1.75 *
*****
*****
TIME: 7.5; USABLE DECK TIME INTERVAL: 7.0 S; (BEGINNING WITH FLASHING GREEN TIME INTERVAL
OF 5.5 S)

TIME: 21.5; USABLE DECK TIME INTERVAL: 14.0 S; (BEGINNING WITH FLASHING GREEN TIME INTERVAL
OF 2.0 S)

TIME: 33.5; USABLE DECK TIME INTERVAL: 12.0 S; (BEGINNING WITH FLASHING GREEN TIME INTERVAL
OF 6.5 S)

TIME: 59.0; EI = 10.31 HAS EXCEEDED DANGER THRESHOLD; WINDOW ENDED!
TIME: 59.0; USABLE DECK TIME INTERVAL: 25.5 S; (BEGINNING WITH FLASHING GREEN TIME INTERVAL
OF 3.0 S)
GOOD RISE TIME: WINDOW START TIME: 33.5 WINDOW END TIME: 36.5 DELAY END TIME: 59.0 =>
DELAY TIME INTERVAL: 22.5 S

TIME: 82.5; USABLE DECK TIME INTERVAL: 7.5 S; (BEGINNING WITH FLASHING GREEN TIME INTERVAL
OF 6.5 S)

TIME: 95.5; USABLE DECK TIME INTERVAL: 13.0 S; (BEGINNING WITH FLASHING GREEN TIME INTERVAL
OF 11.5 S)

TIME: 98.0; USABLE DECK TIME INTERVAL: 2.5 S; (BEGINNING WITH FLASHING GREEN TIME INTERVAL
OF 1.0 S)

TIME: 108.0; EI = 12.57 HAS EXCEEDED DANGER THRESHOLD; WINDOW ENDED!
TIME: 108.0; USABLE DECK TIME INTERVAL: 10.0 S; (BEGINNING WITH FLASHING GREEN TIME INTERVAL
OF 5.5 S)
O.K. RISE TIME: WINDOW START TIME: 98.0 WINDOW END TIME: 103.5 DELAY END TIME: 108.0 =>
DELAY TIME INTERVAL: 4.5 S

```

*TIME: 150.0; USABLE DECK TIME INTERVAL: 5.5 S; (BEGINNING WITH FLASHING GREEN TIME INTERVAL
OF 2.5 S) (LAST WINDOW)

/******
/* SUMMARY DATA */
/******

NO OF FLASHING GREEN WINDOWS: 9 (29.3%)
NO OF GREEN WINDOWS: 22 (25.3%)
NO OF YELLOW WINDOWS: 21 (25.3%)
NO OF RED WINDOWS: 7 (20.0%)

NO OF GOOD RISE TIME PERIODS: 1; (LANDING DELAY [RISE] TIME \geq 5.0 S)
NO OF O.K. RISE TIME PERIODS: 1; (4.0 S \leq LANDING DELAY [RISE] TIME < 5.0 S)
NO OF BAD RISE TIME PERIODS: 0; (LANDING DELAY [RISE] TIME < 4.0 S)

FLASHING GREEN TIME: 44.00 S
(29.3%)

SAFE DECK TIME (fgreen + green + low yel): 97.00 S
(64.7%)

REFERENCE NUMBER: testacclmx
ENERGY INDEX COMPONENTS

TIME	PHID	PHIV	THED	THEV	VTV	VTA	LATV	LATA	EIA
0.50	-0.14	0.14	0.41	-0.03	0.05	-0.25	0.06	-0.07	0.52
1.00	-0.05	0.22	0.36	-0.12	-0.03	-0.03	0.02	-0.09	0.22
1.50	0.08	0.26	0.29	-0.15	0.02	0.24	-0.02	-0.10	0.20
2.00	0.21	0.24	0.22	-0.16	0.20	0.37	-0.08	-0.09	0.22
2.50	0.32	0.17	0.13	-0.21	0.39	0.24	-0.12	-0.07	0.29
3.00	0.38	0.07	0.00	-0.31	0.44	-0.13	-0.14	-0.03	0.63
3.50	0.40	-0.01	-0.18	-0.40	0.26	-0.59	-0.15	0.02	1.03
4.00	0.37	-0.08	-0.40	-0.43	-0.14	-0.89	-0.13	0.07	0.99
4.50	0.32	-0.12	-0.60	-0.32	-0.63	-0.86	-0.08	0.11	0.73
5.00	0.25	-0.17	-0.72	-0.09	-1.00	-0.46	-0.02	0.14	1.09
5.50	0.15	-0.22	-0.70	0.21	-1.09	0.16	0.06	0.15	1.28
6.00	0.03	-0.28	-0.52	0.48	-0.84	0.75	0.13	0.14	1.96
6.50	-0.13	-0.32	-0.21	0.65	-0.34	1.08	0.20	0.10	2.75
7.00	-0.30	-0.32	0.14	0.67	0.24	1.03	0.24	0.05	1.94
7.50	-0.45	-0.25	0.46	0.57	0.69	0.68	0.24	-0.03	1.40
8.00	-0.55	-0.12	0.71	0.40	0.91	0.21	0.21	-0.10	1.34
8.50	-0.57	0.06	0.86	0.21	0.90	-0.15	0.14	-0.17	1.49
9.00	-0.49	0.24	0.92	0.02	0.76	-0.30	0.04	-0.22	1.66
9.50	-0.33	0.36	0.89	-0.18	0.61	-0.26	-0.08	-0.24	1.91
10.00	-0.12	0.42	0.74	-0.43	0.50	-0.18	-0.20	-0.22	2.49
10.50	0.09	0.40	0.46	-0.71	0.43	-0.21	-0.31	-0.16	3.43
11.00	0.28	0.32	0.03	-0.95	0.29	-0.42	-0.37	-0.07	4.35
11.50	0.41	0.21	-0.49	-1.06	0.01	-0.73	-0.37	0.05	2.20
12.00	0.49	0.08	-1.03	-0.95	-0.44	-0.97	-0.32	0.16	4.21
12.50	0.50	-0.06	-1.44	-0.57	-0.96	-0.96	-0.21	0.27	4.44
13.00	0.43	-0.19	-1.60	0.02	-1.40	-0.62	-0.05	0.33	3.76
13.50	0.30	-0.32	-1.42	0.67	-1.58	-0.02	0.12	0.33	5.99
14.00	0.12	-0.40	-0.93	1.21	-1.41	0.67	0.28	0.28	6.15
14.50	-0.10	-0.42	-0.21	1.48	-0.91	1.22	0.40	0.18	5.28
15.00	-0.31	-0.36	0.56	1.41	-0.19	1.46	0.46	0.04	5.54
15.50	-0.46	-0.21	1.20	1.01	0.55	1.35	0.44	-0.11	6.37
16.00	-0.51	0.00	1.57	0.41	1.15	0.95	0.35	-0.24	4.23
16.50	-0.46	0.20	1.61	-0.23	1.50	0.41	0.21	-0.33	3.65
17.00	-0.31	0.36	1.34	-0.77	1.56	-0.12	0.03	-0.35	6.25
17.50	-0.10	0.43	0.84	-1.09	1.38	-0.54	-0.15	-0.32	7.34
18.00	0.12	0.41	0.25	-1.16	1.02	-0.84	-0.29	-0.24	6.53
18.50	0.31	0.31	-0.32	-1.00	0.55	-1.00	-0.38	-0.12	4.43
19.00	0.43	0.16	-0.75	-0.66	0.02	-1.04	-0.41	0.02	3.06
19.50	0.47	0.02	-0.99	-0.25	-0.49	-0.96	-0.37	0.13	2.27
20.00	0.44	-0.11	-1.01	0.13	-0.93	-0.73	-0.28	0.21	3.06
20.50	0.36	-0.20	-0.85	0.41	-1.22	-0.37	-0.16	0.24	2.12
21.00	0.24	-0.26	-0.59	0.54	-1.30	0.06	-0.03	0.24	1.96
21.50	0.10	-0.29	-0.31	0.51	-1.16	0.47	0.08	0.20	1.42
22.00	-0.05	-0.29	-0.08	0.38	-0.83	0.77	0.17	0.14	0.74
22.50	-0.19	-0.26	0.06	0.21	-0.39	0.87	0.22	0.08	0.25
23.00	-0.31	-0.20	0.13	0.07	0.04	0.78	0.25	0.02	0.12
23.50	-0.39	-0.13	0.14	0.03	0.38	0.54	0.24	-0.03	0.23
24.00	-0.43	-0.05	0.15	0.07	0.58	0.26	0.22	-0.06	0.35
24.50	-0.44	0.03	0.21	0.16	0.64	0.03	0.18	-0.08	0.41
25.00	-0.41	0.09	0.31	0.24	0.61	-0.08	0.14	-0.10	0.46
25.50	-0.35	0.14	0.45	0.26	0.55	-0.09	0.08	-0.12	0.57
26.00	-0.27	0.19	0.57	0.18	0.52	-0.05	0.02	-0.13	0.76
26.50	-0.16	0.24	0.63	0.02	0.50	-0.03	-0.05	-0.14	1.01

27.00	-0.02	0.29	0.59	-0.19	0.49	-0.07	-0.12	-0.14	1.33
27.50	0.14	0.33	0.44	-0.40	0.44	-0.19	-0.19	-0.12	1.71
28.00	0.31	0.33	0.19	-0.56	0.30	-0.36	-0.24	-0.08	2.04
28.50	0.47	0.29	-0.12	-0.63	0.08	-0.52	-0.27	-0.02	2.17
29.00	0.60	0.19	-0.44	-0.60	-0.21	-0.61	-0.26	0.05	2.04
29.50	0.66	0.04	-0.72	-0.47	-0.53	-0.60	-0.22	0.11	1.85
30.00	0.63	-0.13	-0.91	-0.24	-0.81	-0.47	-0.15	0.17	1.90
30.50	0.53	-0.29	-0.96	0.05	-1.00	-0.24	-0.05	0.21	2.30
31.00	0.35	-0.40	-0.86	0.34	-1.06	0.04	0.06	0.22	2.89
31.50	0.12	-0.46	-0.62	0.58	-0.96	0.33	0.16	0.19	3.27
32.00	-0.11	-0.45	-0.29	0.71	-0.72	0.59	0.25	0.14	3.16
32.50	-0.32	-0.38	0.09	0.70	-0.37	0.78	0.31	0.07	2.60
33.00	-0.49	-0.27	0.42	0.57	0.06	0.87	0.32	-0.01	1.94
33.50	-0.60	-0.15	0.66	0.37	0.50	0.83	0.30	-0.08	1.44
34.00	-0.64	-0.02	0.79	0.16	0.89	0.67	0.24	-0.15	1.22
34.50	-0.62	0.09	0.82	-0.02	1.17	0.40	0.15	-0.20	1.17
35.00	-0.54	0.20	0.77	-0.14	1.29	0.04	0.04	-0.23	1.16
35.50	-0.42	0.28	0.67	-0.22	1.20	-0.35	-0.07	-0.22	1.18
36.00	-0.26	0.35	0.55	-0.30	0.94	-0.68	-0.18	-0.20	1.41
36.50	-0.07	0.40	0.38	-0.39	0.53	-0.87	-0.27	-0.15	1.84
37.00	0.13	0.41	0.15	-0.50	0.07	-0.89	-0.33	-0.08	2.22
37.50	0.34	0.38	-0.13	-0.60	-0.35	-0.73	-0.35	-0.01	2.31
38.00	0.51	0.29	-0.44	-0.62	-0.66	-0.48	-0.34	0.07	2.26
38.50	0.63	0.15	-0.75	-0.55	-0.83	-0.22	-0.28	0.15	2.34
39.00	0.66	-0.03	-0.99	-0.35	-0.88	-0.05	-0.19	0.22	2.61
39.50	0.60	-0.21	-1.10	-0.08	-0.88	0.00	-0.06	0.26	2.92
40.00	0.45	-0.36	-1.07	0.23	-0.88	-0.01	0.07	0.27	3.22
40.50	0.24	-0.44	-0.87	0.52	-0.90	0.02	0.20	0.24	3.65
41.00	0.01	-0.44	-0.54	0.75	-0.86	0.20	0.32	0.19	4.18
41.50	-0.21	-0.38	-0.12	0.89	-0.70	0.54	0.39	0.11	4.58
42.00	-0.37	-0.26	0.34	0.91	-0.33	0.96	0.42	0.00	3.74
42.50	-0.47	-0.13	0.79	0.81	0.26	1.28	0.40	-0.11	4.07
43.00	-0.50	-0.01	1.15	0.57	0.96	1.31	0.31	-0.21	3.43
43.50	-0.48	0.09	1.36	0.21	1.58	0.95	0.19	-0.28	3.56
44.00	-0.41	0.19	1.36	-0.23	1.90	0.23	0.03	-0.32	3.72
44.50	-0.30	0.28	1.13	-0.65	1.81	-0.61	-0.13	-0.31	5.34
45.00	-0.13	0.36	0.71	-0.96	1.29	-1.29	-0.28	-0.26	5.92
45.50	0.06	0.41	0.17	-1.08	0.51	-1.58	-0.39	-0.17	5.95
46.00	0.27	0.39	-0.38	-0.99	-0.29	-1.40	-0.45	-0.06	5.60
46.50	0.46	0.30	-0.82	-0.72	-0.89	-0.89	-0.45	0.07	3.84
47.00	0.57	0.12	-1.09	-0.37	-1.18	-0.29	-0.38	0.18	3.42
47.50	0.58	-0.09	-1.19	-0.04	-1.18	0.13	-0.27	0.27	3.23
48.00	0.48	-0.30	-1.13	0.21	-1.05	0.25	-0.12	0.32	2.89
48.50	0.28	-0.44	-0.98	0.37	-0.93	0.15	0.05	0.33	2.58
49.00	0.04	-0.48	-0.76	0.49	-0.90	0.04	0.21	0.29	2.50
49.50	-0.20	-0.43	-0.49	0.61	-0.89	0.11	0.34	0.21	2.80
50.00	-0.39	-0.32	-0.15	0.74	-0.79	0.46	0.42	0.11	3.64
50.50	-0.51	-0.18	0.25	0.85	-0.43	0.99	0.45	0.00	4.58
51.00	-0.57	-0.05	0.69	0.85	0.20	1.42	0.42	-0.11	4.75
51.50	-0.57	0.05	1.10	0.69	0.99	1.49	0.34	-0.21	4.07
52.00	-0.52	0.16	1.38	0.35	1.69	1.07	0.21	-0.28	3.98
52.50	-0.41	0.27	1.45	-0.11	2.06	0.25	0.06	-0.33	2.72
53.00	-0.24	0.39	1.27	-0.58	1.94	-0.70	-0.11	-0.33	5.70
53.50	-0.02	0.50	0.87	-0.93	1.36	-1.42	-0.27	-0.29	7.53
54.00	0.25	0.54	0.34	-1.11	0.52	-1.68	-0.40	-0.21	7.34
54.50	0.52	0.49	-0.24	-1.11	-0.32	-1.47	-0.48	-0.09	6.10
55.00	0.74	0.32	-0.77	-0.97	-0.94	-0.94	-0.49	0.05	5.81
55.50	0.85	0.08	-1.21	-0.75	-1.26	-0.38	-0.43	0.19	5.40
56.00	0.82	-0.19	-1.52	-0.45	-1.32	0.01	-0.30	0.32	4.82
56.50	0.66	-0.43	-1.66	-0.07	-1.25	0.17	-0.12	0.40	3.79

57.00	0.39	-0.58	-1.58	0.43	-1.15	0.21	0.09	0.42	6.39
57.50	0.08	-0.63	-1.23	1.00	-1.04	0.30	0.30	0.37	8.85
58.00	-0.23	-0.57	-0.58	1.54	-0.85	0.56	0.46	0.24	7.94
58.50	-0.50	-0.45	0.31	1.85	-0.48	0.95	0.55	0.07	9.27
59.00	-0.68	-0.27	1.27	1.76	0.10	1.30	0.53	-0.13	10.31
59.50	-0.77	-0.06	2.07	1.18	0.82	1.38	0.42	-0.31	12.00
60.00	-0.74	0.16	2.45	0.18	1.49	1.06	0.22	-0.44	11.83
60.50	-0.61	0.37	2.25	-1.00	1.88	0.35	-0.02	-0.48	16.01
61.00	-0.37	0.53	1.46	-2.01	1.84	-0.53	-0.26	-0.42	18.44
61.50	-0.08	0.58	0.25	-2.53	1.35	-1.33	-0.44	-0.26	19.44
62.00	0.21	0.51	-1.07	-2.37	0.52	-1.76	-0.52	-0.05	18.16
62.50	0.43	0.30	-2.13	-1.57	-0.41	-1.73	-0.48	0.18	19.40
63.00	0.51	0.01	-2.64	-0.35	-1.21	-1.27	-0.33	0.37	16.76
63.50	0.44	-0.29	-2.47	0.97	-1.68	-0.54	-0.11	0.47	19.30
64.00	0.22	-0.49	-1.67	2.02	-1.75	0.25	0.14	0.46	21.43
64.50	-0.06	-0.53	-0.46	2.54	-1.43	0.94	0.35	0.33	21.24
65.00	-0.31	-0.39	0.86	2.42	-0.81	1.43	0.48	0.13	19.15
65.50	-0.44	-0.10	1.97	1.72	-0.01	1.65	0.48	-0.11	21.56
66.00	-0.41	0.23	2.59	0.62	0.83	1.55	0.36	-0.33	15.72
66.50	-0.21	0.51	2.58	-0.63	1.54	1.12	0.15	-0.47	15.40
67.00	0.10	0.65	1.96	-1.72	1.95	0.38	-0.11	-0.50	20.64
67.50	0.44	0.62	0.86	-2.41	1.92	-0.57	-0.35	-0.41	20.94
68.00	0.72	0.44	-0.45	-2.51	1.39	-1.50	-0.51	-0.22	19.52
68.50	0.88	0.16	-1.65	-2.00	0.42	-2.14	-0.57	0.03	16.80
69.00	0.88	-0.17	-2.45	-0.99	-0.76	-2.27	-0.49	0.26	13.80
69.50	0.71	-0.47	-2.64	0.24	-1.85	-1.78	-0.31	0.43	13.78
70.00	0.41	-0.68	-2.21	1.37	-2.53	-0.76	-0.06	0.51	16.07
70.50	0.03	-0.78	-1.28	2.08	-2.61	0.50	0.20	0.47	15.81
71.00	-0.37	-0.75	-0.12	2.21	-2.04	1.63	0.42	0.34	16.65
71.50	-0.72	-0.59	0.93	1.75	-0.98	2.31	0.54	0.15	17.43
72.00	-0.96	-0.33	1.63	0.91	0.27	2.38	0.56	-0.06	9.39
72.50	-1.06	-0.03	1.84	-0.01	1.39	1.85	0.48	-0.24	7.28
73.00	-1.00	0.25	1.61	-0.74	2.12	0.94	0.32	-0.35	11.06
73.50	-0.81	0.46	1.10	-1.11	2.33	-0.07	0.13	-0.39	9.57
74.00	-0.54	0.56	0.51	-1.08	2.05	-0.92	-0.07	-0.35	6.81
74.50	-0.25	0.55	0.02	-0.79	1.41	-1.44	-0.22	-0.25	4.93
75.00	0.01	0.48	-0.28	-0.41	0.61	-1.56	-0.32	-0.14	1.43
75.50	0.22	0.37	-0.39	-0.09	-0.15	-1.34	-0.36	-0.02	0.96
76.00	0.38	0.28	-0.37	0.07	-0.72	-0.87	-0.34	0.07	0.60
76.50	0.51	0.21	-0.32	0.10	-1.02	-0.30	-0.29	0.12	0.64
77.00	0.60	0.16	-0.27	0.04	-1.02	0.20	-0.22	0.14	0.42
77.50	0.67	0.11	-0.27	-0.03	-0.81	0.52	-0.14	0.14	0.30
78.00	0.70	0.03	-0.30	-0.08	-0.51	0.57	-0.08	0.12	0.38
78.50	0.69	-0.08	-0.35	-0.09	-0.25	0.36	-0.02	0.10	0.43
79.00	0.63	-0.19	-0.39	-0.07	-0.14	0.02	0.02	0.09	0.40
79.50	0.51	-0.28	-0.42	-0.01	-0.23	-0.29	0.07	0.09	0.35
80.00	0.34	-0.35	-0.41	0.08	-0.43	-0.40	0.11	0.08	0.40
80.50	0.16	-0.37	-0.34	0.21	-0.63	-0.23	0.15	0.08	0.73
81.00	-0.03	-0.38	-0.20	0.35	-0.66	0.17	0.19	0.06	1.38
81.50	-0.22	-0.36	0.01	0.45	-0.46	0.63	0.21	0.03	1.92
82.00	-0.39	-0.34	0.26	0.46	-0.04	0.93	0.21	-0.02	1.81
82.50	-0.56	-0.29	0.48	0.35	0.47	0.93	0.20	-0.06	1.28
83.00	-0.69	-0.21	0.61	0.15	0.89	0.60	0.16	-0.10	1.08
83.50	-0.76	-0.08	0.63	-0.08	1.07	0.09	0.10	-0.12	1.43
84.00	-0.76	0.09	0.53	-0.26	0.98	-0.38	0.03	-0.13	1.71
84.50	-0.67	0.25	0.36	-0.33	0.69	-0.62	-0.03	-0.13	1.43
85.00	-0.51	0.37	0.19	-0.29	0.36	-0.57	-0.09	-0.11	0.86
85.50	-0.31	0.42	0.07	-0.19	0.12	-0.32	-0.14	-0.08	0.42
86.00	-0.10	0.39	0.00	-0.11	0.03	-0.06	-0.17	-0.04	0.18
86.50	0.08	0.31	-0.04	-0.10	0.06	0.04	-0.18	-0.01	0.15

87.00	0.21	0.22	-0.10	-0.16	0.07	-0.07	-0.17	0.03	0.32
87.50	0.30	0.16	-0.20	-0.22	-0.02	-0.31	-0.15	0.05	0.57
88.00	0.38	0.14	-0.32	-0.21	-0.24	-0.51	-0.12	0.07	0.55
88.50	0.44	0.14	-0.41	-0.10	-0.52	-0.50	-0.08	0.08	0.45
89.00	0.52	0.13	-0.42	0.08	-0.74	-0.25	-0.04	0.08	0.73
89.50	0.57	0.08	-0.33	0.27	-0.77	0.15	0.00	0.08	1.21
90.00	0.60	-0.02	-0.16	0.35	-0.59	0.49	0.04	0.06	1.23
90.50	0.56	-0.14	0.02	0.29	-0.28	0.61	0.06	0.04	0.77
91.00	0.46	-0.25	0.13	0.09	0.02	0.45	0.08	0.02	0.50
91.50	0.31	-0.32	0.12	-0.14	0.17	0.10	0.08	0.01	0.71
92.00	0.14	-0.33	-0.01	-0.29	0.12	-0.23	0.08	0.00	0.86
92.50	-0.03	-0.30	-0.17	-0.28	-0.07	-0.37	0.08	0.00	0.68
93.00	-0.17	-0.26	-0.28	-0.10	-0.25	-0.23	0.09	0.01	0.77
93.50	-0.28	-0.22	-0.27	0.16	-0.29	0.12	0.10	0.02	1.52
94.00	-0.38	-0.19	-0.12	0.40	-0.13	0.49	0.11	0.02	2.35
94.50	-0.48	-0.17	0.13	0.51	0.19	0.68	0.11	0.00	2.45
95.00	-0.55	-0.12	0.39	0.45	0.55	0.61	0.11	-0.03	1.93
95.50	-0.60	-0.04	0.58	0.26	0.80	0.30	0.09	-0.06	1.53
96.00	-0.60	0.07	0.65	0.02	0.85	-0.10	0.05	-0.10	1.63
96.50	-0.53	0.20	0.60	-0.21	0.70	-0.41	-0.01	-0.13	1.95
97.00	-0.40	0.30	0.44	-0.37	0.44	-0.53	-0.08	-0.14	2.06
97.50	-0.23	0.37	0.23	-0.44	0.17	-0.46	-0.15	-0.12	1.94
98.00	-0.03	0.38	0.00	-0.45	-0.03	-0.28	-0.20	-0.07	1.72
98.50	0.15	0.34	-0.21	-0.40	-0.12	-0.13	-0.22	-0.01	1.45
99.00	0.31	0.27	-0.39	-0.29	-0.15	-0.07	-0.21	0.05	1.17
99.50	0.42	0.18	-0.50	-0.13	-0.19	-0.12	-0.17	0.10	0.88
100.00	0.49	0.10	-0.52	0.07	-0.27	-0.23	-0.11	0.12	0.80
100.50	0.52	0.01	-0.43	0.25	-0.42	-0.31	-0.05	0.12	1.02
101.00	0.51	-0.06	-0.26	0.36	-0.58	-0.28	0.01	0.10	1.31
101.50	0.46	-0.13	-0.08	0.32	-0.70	-0.15	0.05	0.06	1.32
102.00	0.38	-0.18	0.05	0.13	-0.73	0.05	0.08	0.04	1.01
102.50	0.27	-0.21	0.06	-0.13	-0.66	0.25	0.09	0.02	0.87
103.00	0.16	-0.23	-0.08	-0.36	-0.48	0.43	0.10	0.03	1.22
103.50	0.05	-0.23	-0.30	-0.42	-0.23	0.52	0.11	0.05	1.94
104.00	-0.07	-0.23	-0.50	-0.25	0.04	0.54	0.14	0.07	1.84
104.50	-0.19	-0.24	-0.55	0.14	0.30	0.48	0.18	0.08	2.20
105.00	-0.31	-0.25	-0.36	0.62	0.52	0.35	0.22	0.05	4.10
105.50	-0.44	-0.23	0.07	1.02	0.66	0.20	0.24	0.00	6.96
106.00	-0.54	-0.16	0.66	1.16	0.72	0.05	0.22	-0.09	6.13
106.50	-0.60	-0.02	1.23	0.95	0.71	-0.05	0.15	-0.19	8.24
107.00	-0.56	0.17	1.61	0.41	0.67	-0.09	0.03	-0.28	5.64
107.50	-0.42	0.38	1.64	-0.35	0.62	-0.09	-0.13	-0.32	6.65
108.00	-0.18	0.53	1.26	-1.12	0.58	-0.11	-0.29	-0.29	12.57
108.50	0.11	0.58	0.52	-1.69	0.51	-0.23	-0.42	-0.19	12.92
109.00	0.40	0.49	-0.43	-1.90	0.35	-0.47	-0.48	-0.04	15.17
109.50	0.60	0.29	-1.38	-1.65	0.04	-0.80	-0.46	0.14	16.53
110.00	0.68	0.01	-2.08	-0.97	-0.44	-1.08	-0.34	0.31	12.16
110.50	0.61	-0.27	-2.35	0.01	-1.03	-1.13	-0.15	0.42	10.84
111.00	0.41	-0.48	-2.07	1.06	-1.57	-0.81	0.07	0.44	15.22
111.50	0.13	-0.57	-1.28	1.93	-1.85	-0.11	0.29	0.37	19.74
112.00	-0.16	-0.52	-0.14	2.36	-1.68	0.81	0.44	0.22	24.32
112.50	-0.39	-0.36	1.08	2.20	-1.03	1.66	0.50	0.01	23.46
113.00	-0.52	-0.13	2.06	1.44	-0.02	2.11	0.46	-0.19	19.57
113.50	-0.52	0.13	2.52	0.26	1.08	1.95	0.31	-0.35	14.67
114.00	-0.39	0.35	2.31	-1.03	1.92	1.16	0.11	-0.43	17.97
114.50	-0.17	0.48	1.49	-2.05	2.24	-0.01	-0.11	-0.40	24.24
115.00	0.08	0.49	0.26	-2.50	1.91	-1.20	-0.29	-0.28	28.07
115.50	0.31	0.37	-1.01	-2.24	1.04	-2.01	-0.39	-0.10	25.29
116.00	0.45	0.15	-1.97	-1.36	-0.10	-2.20	-0.39	0.10	19.06
116.50	0.46	-0.12	-2.37	-0.14	-1.16	-1.75	-0.30	0.27	14.67

147.00	0.37	0.20	0.08	-0.23	0.14	-0.42	-0.30	-0.03	1.12
147.50	0.45	0.14	-0.07	-0.37	-0.09	-0.50	-0.29	0.04	1.88
148.00	0.50	0.07	-0.29	-0.47	-0.35	-0.53	-0.26	0.09	2.17
148.50	0.52	-0.02	-0.54	-0.46	-0.62	-0.47	-0.20	0.14	2.03
149.00	0.49	-0.11	-0.75	-0.31	-0.82	-0.29	-0.13	0.16	2.02
149.50	0.41	-0.22	-0.85	-0.05	-0.91	-0.04	-0.04	0.17	2.54
150.00	0.27	-0.32	-0.79	0.25	-0.86	0.21	0.05	0.17	2.28

NO OF GOOD RISE TIME PERIODS: 1 ; (LANDING DELAY [RISE] TIME >= 5.0 S)
NO O.K.RISE TIME PERIODS: 1;(4.0 S <= LANDING DELAY [RISE] TIME < 5.0 S)
NO OF BAD RISE TIME PERIODS: 0 ; (LANDING DELAY [RISE] TIME < 4.0 S)

ANNEXE D

Échantillons de réponses de pilotes

TRIAL AVALON

Introduction

Trial Avalon was conducted during the period 23 - 29 October 1996. The trial comprised deck operations to HMS MARLBOROUGH in the Portsmouth Sea Exercise Areas using XR 503 (A highly modified trials Wessex HC Mk 2) and XZ 234 (A Lynx HAS Mk 3 on loan from the Royal Navy). The trial consisted of gathering data and assessing deck operations using conventional techniques, Electro Luminescent Panels (ELPs), a Landing Period Designator (LPD) and SHARK plan position indicator (PPI). Over 25 hrs were flown by day and night with over 180 landings accomplished. Conditions varied between wind of 10 kts and Sea State 2 to wind of over 50 kts and Sea State 8.

Electro Luminescent Panels

Landing Period Designator

SHARK Plan Position Indicator

xx

TESTS

RESULTS

Baseline

At every sea state and relevant wind condition assessed a conventional (unaided) landing and take off was conducted. In general safe deck landings were accomplished repeatedly within the limitations of the aircraft but frequently required a high pilot work load.

Turbulence

In particular the Type 23 Frigate suffered from a large amount of turbulence over the flight deck. In relative winds over 30 kts within 30 degrees of ship's head considerable turbulence was experienced when hovering eyes level with the horizon bar directly over the landing circle. This reduced markedly as the hover height was reduced during the landing phase. In green winds from ships head to green 50 considerable turbulence was experienced when directly level with the "bum line". This reduced if hovering some 45 degrees offset from the landing circle, i.e. behind the normal waiting position.

Deck Motion

There has been much written about the unpredictable motion of the T23. In practice at sea state 8 with the ship steaming across the prevailing sea it was still possible to identify sufficiently long quiescent periods to be able to conduct a safe landing in a

Lynx at the high referred weights of 4,800 kg and 5000 kg. However the pilot had to wait for such a period for up to 4 minutes on some occasions.

Harpoon Grid

The Harpoon Grid on a T23 was designed for use with the Merlin. To that end the Lynx needed a special harpoon head fitted. The grid is rectangular 3 m by 1 m and is longer fore and aft than it is wide. This contrasts with other frigate harpoon grids which are a circle of 1.5 m radius.

LPD

The LPD was assessed both as the only additional visual aid and also in conjunction with ELPs and SHARK. As mentioned at Para ? above the LPD display was constructed using red and green LEDs only. The amber light was produced by mixing red and green LEDs. By day this was marginally successful but by night the colour tended to look purely green or occasionally red but not amber. This could have caused considerable confusion at night. To make the "amber" segment of the display distinct it was changed from a square shape to a triangular shape using black masking tape. Thereafter it was distinctly different from both the red and green square segments and the whole display could be used satisfactorily.

The LPD was set up using Westland provided data as to the Lynx landing capabilities

During flying testing the test pilot quickly gained considerable confidence in the device. If the touch down of the aircraft occurred with a green light then the deck was consistently level and a smooth comfortable landing could be carried out. As a result the pilot modified his landing technique slightly to fully use the LPD information. Normally in a Lynx the pilot would wait alongside the ship until a suitable quiescent period had been identified. Thereafter the aircraft would be flown aggressively to side step over the spot with a vertical landing following without delay. When using the LPD the pilot would wait until an Amber/Green or Green before moving across the deck. Once over the landing spot he would retrim the aircraft and wait for a green. On seeing a green he would land vertically in a very controlled, but without delay, manner. This consistently allowed a gentle controlled touch down on a level deck to be achieved. This technique often required the pilot to hover over the flight deck for considerably longer than would be normal for a Lynx but was quite typical of a Sea King. During this prolonged hover over the spot pilot workload was moderate due to the turbulence discussed above. In sea state 7 & 8 the green of the LPD was sometimes of too short a duration to assist the pilot in his decision to land. Apparently one of the accelerometer sensors under the flight deck was suffering from being shaken and was feeding slightly pessimistic data to the system. Indicative of the confidence gained in the system was the pilot's desire to have the LPD operating for all non test point landings for refuel, passenger transfer etc. By night the LPD was of great assistance in confirming the suitability of the deck for landing. During the trial the night sorties were carried out in relatively low sea states of approx 2 - 3. The aid was clearly visual and when partially masked as described above presented clear unambiguous information. The low sea state and clear horizon during the night sorties to some extent negated the value of the LPD, however the its usefulness by day at high

sea state was clearly demonstrated. On a dark night with no discernible horizon the LPD would give the pilot an extremely valuable indication of a deck suitable for landing.

It is worth pointing out that safe landings were accomplished without use of the LPD in sea state up to 8, however, the pilot had to be very aggressive and relied heavily on his very considerable experience. In terms of HQR the LPD could change an HQR 5 to a 3 at the higher sea states. On a dark night this improvement would be even more obvious.

PILOT COMMENTS ON VISUAL AIDS

STANDARD SHIP MARKINGS

1. Normal deck markings and FDO still used .
2. For landings without additional visual aids aircraft had to be flown more aggressively because opportunities had to be taken immediately.
3. White line on flight deck was used for line up

HRS

1. Liked very much.

2.

LPD

1. Assessing a level deck was a major contribution to the high workload in high sea states
2. A more considered approach can be taken with LPD
3. Increase turbulence on a type 23 compared with a Leander class means that there are advantages in landing straight from the the transition.
4. Aids used was dependant on sea state, in high sea states LPD is an excellent aid. but not used in low sea states.
5. Good confidence builder.
6. Not many greens during landings for sorties 11 and 12.
7. LPD very good, used all the time including sea state assessment while in the wait alongside.
8. Instant changes on occasions from green to red.(This false indication to be investigated .)
9. Happy to sit in high hover above the deck and wait for LPD green, but does increase workload.
10. LPD green in high hover used as an indication of when to start decent.

SHARK

1. Due to system latency some daytime landings were executed without reference to the display.
2. In low sea states SHARK became more reliable.
3. Position on the spot while flying in high turbulence defined the workload rating.
4. Takes time to settle so other cues used to position over deck, SHARK used to fine tune the final landing

EL PANELS

1. Excellent- allowed approaches to be made "without GPI" and in an aggressive "usual" way

2. Allowed speedier circuits to be flown
3. EL panel on funnel not visible below height of horizon bar, lateral positioning achieved from the normal white line.
4. Another EL panel required to pick out the fore aft line by the hangar door
5. Two approaches flown on standard lighting led to pilot disorientation and hence overshoots.
6. Workload reduced with additional visual aids allowing time for airborne debrief.

LINE UP POLES

1. Not used during daytime sorties
2. Useful improvement at night.

GENERAL

1. All aids were used
2. Coverage of the aids was adequate and they were in good positions
3. In high sea states controlling the aircraft and assessing the ship motion to detect a level deck defined the workload
4. SHOL points were visited 3 times to assess relative merits of the visual aids, it was noted that airwake turbulence caused significant differences in HQR rating.
5. FDO was not used.
6. Instruments not used . Torques were called during transition by FTO.
7. There is a definite reduction in workload in daylight with the visual aids.
8. High sea states caused a higher than normal hover height . (above the deck?)
- 9.

ANNEXE E

**Sélection d'articles publiés
portant sur l'IPA**

AGARD-CP-591

AGARD-CP-591

AGARD

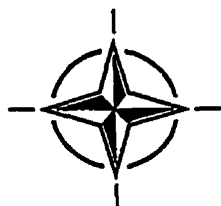
ADVISORY GROUP FOR AEROSPACE RESEARCH & DEVELOPMENT
7 RUE ANCELLE, 92200 NEUILLY-SUR-SEINE, FRANCE

AGARD CONFERENCE PROCEEDINGS 591

Subsystem Integration for Tactical Missiles (SITM) and Design and Operation of Unmanned Air Vehicles (DOUAV)

(l'Intégration des sous-systèmes dans les missiles tactiques et
la Conception et l'exploitation des véhicules sans pilote)

*Copies of papers presented at the Flight Vehicle Integration Panel Specialists' Meetings held in
Ankara, Turkey, from 9-12 October 1995.*



NORTH ATLANTIC TREATY ORGANIZATION

Published November 1996

Conception et développement d'un système d'appontage maritime automatique d'un véhicule générique de type VTOL

Bernard de FERRIER

Chef de projet d'Interface dynamique aéronef-navire
Bombardier Inc., Canadair, Division systèmes de défense (Mirabel)
Montréal, Québec J7N 1H3, CANADA

Claude REBOULET

Responsable de recherches en Robotique
Département d'Études et de Recherches en Automatique
Centre d'Études et de Recherches de Toulouse (CERT-ONERA)
(BP 4025) 31033 Toulouse, FRANCE

Sommaire

Le bilan de l'évolution d'un système d'appontage automatique d'un véhicule télécommandé de type VTOL est ici présenté. Le modèle du véhicule-type est basé sur le CL227 de Canadair. Les résultats de tests sur le contrôle et la réponse du système sont présentés. La conception et l'agencement des composantes d'un système de capteurs sont analysés. L'approche qui décrit la position du véhicule est basée sur la décomposition du vecteur d'état en composantes observables et non-observables. Cette approche est validée par la simulation. Le modèle de simulation tient compte du véhicule aérien, du navire, du capteur et de l'environnement et est représenté par six degrés-de-liberté. Le modèle de capteur est basé sur des algorithmes du contrôle du véhicule et des mouvements du navire. Enfin, les profils de vols calculés par simulation sont également présentés.

Abstract

The evolution of an automated ship recovery system for a VTOL UAV is discussed. The generic UAV model is based on the Canadair CL227 VTOL UAV. Test results concentrating on system control and response are provided. A description of the data link software and hardware components is presented. The approach describing the location of the air vehicle is based on the decomposition of the state vector into observable and non-observable components. This approach is validated by simulation. The simulation model is based on a six degree-of-freedom representation of the air vehicle, the ship, the data link system and the environment. The data link/recovery system uses vehicle control and ship motion algorithms which close the loop between the air vehicle and ship. Finally, the flight profiles produced by simulation are also discussed.

Ferrier est diplômé de la Faculté des Études supérieures de l'École Polytechnique de Montréal.

1.0- Introduction

Le but de cet article est de présenter un résumé du programme expérimental établi entre la Société Bombardier, Inc. Canadair (CANADA), la Direction des Constructions navales (DCN) de la DGA (FRANCE) et la CERT (ONERA) qui a pour objet la conception d'un système d'appontage automatique pour un véhicule télécommandé du type VTOL.

La mise en place d'un appontage automatique nécessite la résolution d'un certain nombre de problèmes:

- tout d'abord celui de la localisation de l'engin par rapport au navire
- celui de la prédiction des mouvements du navire
- celui de la génération de la trajectoire d'appontage
- enfin celui du pilotage de l'engin sur la trajectoire

Le schéma montrant les principales composantes intervenant dans un système d'appontage automatique est présenté à la figure 1.

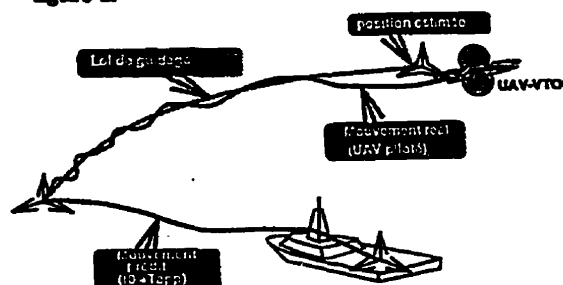


Figure 1- Problématique générale de l'appontage automatique

Chacun des problèmes contient ses propres difficultés, mais dans le cadre de cet article, c'est principalement du problème de la localisation dont il sera question. Ce problème est rendu relativement délicat en raison du contexte particulier de l'application maritime. En effet certains capteurs servant à la localisation sont situés sur le navire dont la position n'est pas parfaitement connue en raison des perturbations dues à la houle.

Le choix de la meilleure configuration des capteurs pour réaliser cette localisation est un problème qui mérite une attention particulière. On peut envisager l'utilisation de capteurs relativement coûteux fournissant une mesure de position du type radar c'est à dire possédant trois composantes (par exemple un angle de site de gisement ainsi que la distance), mais également l'utilisation de capteurs moins sophistiqués, fournissant une information incomplète de la position.

On sait dans ce cas que cet objectif n'est pas toujours atteignable. Si on considère à titre d'exemple le cas du suivi d'un UAV avec les seules mesures angulaires (angle de gisement et de site seulement), sa position devient inobservable lorsqu'il se déplace à une vitesse relative constante par rapport au navire. On sait en effet qu'une trajectoire homothétique conduira à la même série de mesures, donc à l'inobservabilité de sa position puisqu'on ne peut distinguer la trajectoire vraie de la trajectoire fausse.

Ce problème de l'observabilité de la position peut tout d'abord être résolu par une organisation adéquate des capteurs. On peut par exemple utiliser deux capteurs disposés en deux positions distinctes sur le pont du navire. L'intersection des deux rayons donne une mesure de position complète. L'inconvénient de cette technique vient du fait que lorsqu'on a plusieurs UAV à localiser simultanément, on est confronté au problème de la reconnaissance du même UAV par les deux capteurs. Une autre approche consiste à favoriser l'observabilité par l'adjonction d'autres types de mesures: par exemple des mesures par effet Doppler rendent le système complètement observable. Il existe bien sûr d'autres combinaisons de capteurs que nous ne passerons pas en revue ici. D'autre part, On peut également agir sur le scénario d'approche de l'UAV. Si nous reprenons le cas d'un capteur fournissant seulement deux informations angulaires, on peut rendre observable la position par une manœuvre appropriée d'approche.

C'est dans ce cadre-là que se situent les résultats présentés ici. Les résultats couvrent

une étude préliminaire s'intéressant plus spécialement, à la reconstruction de la position à l'aide des seules mesures angulaires de site et de gisement d'un seul capteur. Le problème traité est celui de la fusion d'informations. Ceci consiste à combiner les informations angulaires avec les informations fournies par les centrales d'inertie du navire et de l'UAV, tout en s'assurant que le scénario envisagé garantisse l'observabilité de la trajectoire.

Il est connu que l'observabilité dépend des manœuvres relatives de l'UAV par rapport au navire (une étude complète concernant le problème pourra être trouvée dans la référence [1]). Il est intéressant de voir quels sont les scénarii d'approche de l'UAV les plus favorables à l'observation de sa position. En fait la question sous-jacente est la suivante: est-ce que l'algorithme d'estimation de la position est suffisamment efficace pour converger rapidement? Ou bien en d'autres termes est-ce que, compte tenu des fréquences d'échantillonnage envisageables et des bruits sur les différents capteurs, le temps de recalage de la position est suffisamment court par rapport à de la durée d'une phase d'appontage?

En fait ce type de problème est relativement ancien et est similaire à celui que l'on rencontre dans les problèmes de navigation ou encore dans les problèmes de suivi de cibles. Plusieurs approches ont été utilisées pour résoudre ce problème. L'approche classique consiste à utiliser un filtre de Kalman étendu formulé en coordonnées cartésiennes. En effet les équations de mesures sont non linéaires et l'implantation d'un filtre de Kalman nécessite dans ce cas les dérivées partielles des mesures angulaires par rapport à x, y, z qui sont elles mêmes inconnues; l'incertitude sur les gains correspondant du filtre conduit alors parfois à des difficultés de convergence et même à des problèmes de stabilité. La fiabilité des résultats n'est donc pas toujours assurée avec cette approche.

Une solution bien connue qui régle généralement ce problème consiste à reformuler l'équation de mesures pour aboutir à un système d'équations pseudo-linéaires [2]. C'est cette approche qui, adaptée au cas tridimensionnel, a été utilisée lors de cette étude. Comme l'on sait également que ce type de méthode conduit généralement à des biais qui peuvent être importants, une attention toute particulière a été portée sur le choix des scénarii d'approche pour leur influence sur le biais d'estimation, car de l'ampleur du biais dépendra l'intérêt de cette approche.

1.1- Sommaire des composantes du système

Les composantes principales du système UAV (système d'engins de reconnaissance aérienne télécommandé) sont: véhicule du type VTOL (décollage et atterrissage vertical), système de capteur, de guidage et de communication, centre de contrôle d'opérations (centre de contrôle et de commandes), systèmes de manutention de véhicule et d'appontage automatique.

Véhicule aérien

Le modèle du véhicule utilisé est le CL227 qui est un véhicule à hélices contrarotatives et qui est construit de façon modulaire (voir la figure 2). Les modules principaux sont : le bloc de puissance (turbomoteur), le module d'hélices et le module de charge utile.

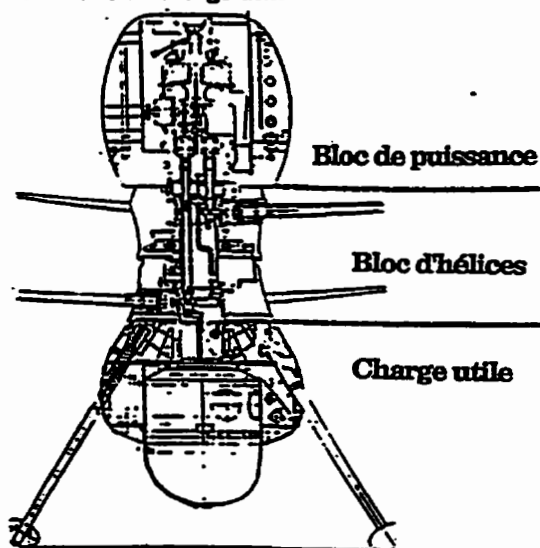


Figure 2- Modèle du CL-227

Le bloc de puissance est composé d'un turbomoteur (Turbine à gaz) intégré avec une boîte de vitesse différentielle qui est placée au milieu d'un réservoir de carburant de forme annulaire. Le réacteur est installé avec l'axe principal à la verticale. La manche d'entrée d'air est placée vers le bas et le canal d'éjection vers le haut du réacteur.

Le module d'hélices est composé de deux rotors contrarotatifs qui sont attachés aux plateaux oscillants et de timonerie associée. Les avionics et la soutenance des réacteurs sont intégrés dans la section inférieure du module. Les pales

et le train d'appontage sont également attachés à la section inférieure.

Finalement, les éléments du système de communication sont intégrés dans le module de charge utile. Le CL-227 peut transporter une grande diversité de capteurs dépendant de la mission en cours, comme, par exemple un détecteur infrarouge.

Système de communication

Le système de liaison de données (ou de communication) est composé d'un terminal de données à bord du véhicule (aéroporté), d'un terminal de données à bord du navire, d'un groupe d'antennes et d'une antenne de contrôle. Le terminal de données à bord du véhicule reçoit les commandes en provenance du centre de contrôle et commandes via des émissions RF (fréquences de radio). Les données télémétriques venant du véhicule sont transmises via la même liaison de données de fréquences de radio vers le centre de contrôle et de commande. L'organigramme de contrôle est présenté à la figure 3.

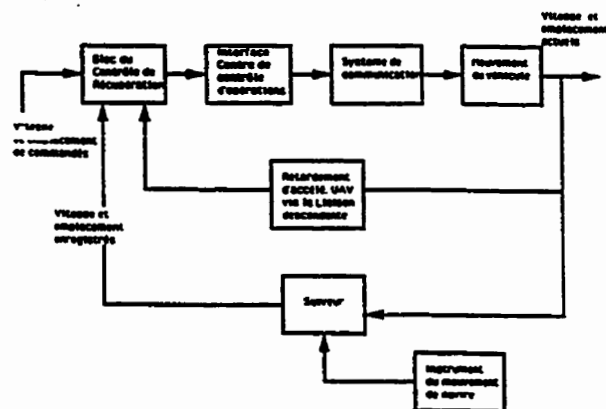


Figure 3 - Organigramme du système de contrôle

Les antennes sont séparées en fonction de la distance entre le véhicule et le navire. Un groupe d'antennes est utilisé lorsque le véhicule est en opération de vol de longue distance. Quand le véhicule est en approche finale l'antenne de précision de court rayon d'action est employée. Cette antenne est intégrée dans le système d'appontage automatique.

Centre d'opérations

Le centre d'opérations fournit en temps-réels les instructions au véhicule télécommandé et à la charge utile. Le centre d'opérations reçoit et traite les données, fournit la visualisation des résultats et enregistre les données provenant du véhicule aérien. Les données sont transmises par les communications RF (fréquences de radio). Le centre comprend les appareils nécessaires à la réception, l'interprétation et l'exploitation des systèmes du véhicule, et de la charge utile et des données de vols. Le centre d'opérations est l'interface homme-machine. La planification des missions est réalisée avant les vols. Les modifications des missions sont faites au centre d'opération pendant les vols.

Système d'appontage automatique

La figure 4 montre l'organigramme d'un système d'appontage automatique. Lorsque le véhicule est pris en charge par l'antenne de poursuite, le véhicule est contrôlé par l'ordinateur d'appontage automatique. Les composantes principales du programme sont: le programme de la compensation pour le mouvement du navire, les commandes de directive de pilotage dans les axes d'accélération du véhicule en X et en Y et le contrôle d'altitude du véhicule. La boucle est complétée par un programme qui définit la position du véhicule par rapport à la piste d'atterrissage située sur le navire. Ce programme de l'Indicateur des périodes d'appontage (IPA) est intégré dans l'ordinateur d'appontage automatique [3].

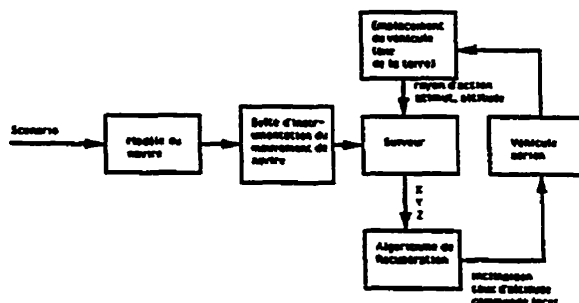


Figure 4 - Organigramme d'un système d'appontage automatique

L'objet de cette étude est de définir techniquement un concept de système d'appontage automatique pour un véhicule télécommandé du type VTOL et d'en évaluer les performances. Un des objectifs de la conception du système d'appontage automatique est la définition d'un système de suivi. La méthodologie pour la définition d'un système automatique est présentée dans la section suivante.

2.0- Formulation du problème

Considérons le schéma de la figure 5:

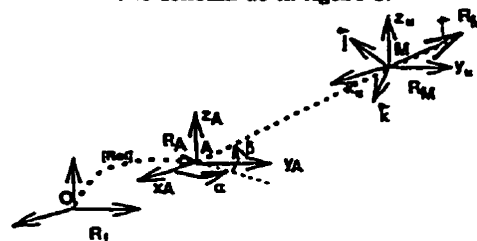


Figure 5- Formulation du problème

R_A représente un repère lié au navire.

R_M représente un repère lié à l'UAV.

R_I représente un repère inertiel.

Nous supposons que les centrales de navigation respectives de l'UAV et du navire fournissent les attitudes de chacun d'eux ainsi que leur accélération.

Équation d'état du système

Les mouvements de l'UAV et du navire peuvent être décrits par une équation d'état discrète qui résulte d'un développement limité de Taylor au deuxième ordre.

Soit pour l'UAV par exemple:

$$\vec{OM}(k+1) = \vec{OM}(k) + \vec{OM}(k) \Delta t + \frac{1}{2} \vec{\gamma}(k) \Delta t^2$$

où:

$$\vec{vM}(k) = \left(\frac{d}{dt} \right)_{R_I} \vec{OM}(k)$$

est le vecteur vitesse de l'UAV, et:

$$\vec{\gamma M}(k) = \left(\frac{d^2}{dt^2} \right)_{R_I} \vec{OM}(k)$$

est le vecteur accélération de l'UAV.

Nous avons également des équations du même type pour le navire. D'où l'équation d'état suivante:

$$\vec{X}(k+1) = \vec{AX}(k) + \vec{BE}\vec{\gamma}(k) + \vec{v} \quad (1)$$

à condition de poser:

$$\vec{x} = \left[\begin{matrix} \vec{OM} \\ \left(\frac{d}{dt} \right)_{R_I} \vec{OM} \end{matrix} \right]_{R_I}$$

$$\text{avec } \vec{A} = \begin{bmatrix} \vec{I} & \vec{L} \Delta t \\ 0 & \vec{I} \end{bmatrix} \quad \text{et} \quad \vec{B} = \begin{bmatrix} \vec{L} \frac{\Delta t^2}{2} \\ \vec{L} \Delta t \end{bmatrix}$$

$$\vec{\Sigma\gamma}(k) = \vec{\gamma M}(k) - \vec{\gamma A}(k)$$

où $\vec{\gamma}_M$, représente l'accélération de l'UAV, et $\vec{\gamma}_A$, représente l'accélération du navire, toutes deux fournies par les centrales inertielle de navigation.

Notons qu'en réalité l'accélération du point A résulte d'un calcul puisque la centrale de navigation inertielle du navire ne peut pas être au même point géométrique que le capteur c'est à dire le point A.

v représente le bruit sur les accéléromètres (avec Q comme matrice de covariance).

Équation de mesure

Considérons les vecteurs $\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}$ (voir figure 5), ils constituent la base d'un trièdre orthonormé R'_M qui se déduit de R_A par une rotation d'angle α autour de l'axe z_A et par une rotation d'angle β autour de l'axe y_A . On remarque que l'axe x de ce repère est aligné avec l'axe de visée du capteur, c'est à dire l'axe \vec{AM} .

Par définition nous avons:

$$\begin{aligned} \vec{j} \cdot \vec{AM} &= 0 \\ \vec{k} \cdot \vec{AM} &= 0 \end{aligned} \quad (2)$$

Ces deux équations peuvent s'écrire matriciellement sous la forme:

$$H \vec{AM} / R_A = 0 \quad (4)$$

avec:

$$H = \begin{bmatrix} \vec{j}^T \\ \vec{k}^T \end{bmatrix} / R_A \quad (5)$$

Puisque:

$$\vec{AM} / R_A = [Rot]^{-1} A \vec{M} / R_I \quad (6)$$

$[Rot]$, étant la matrice de changement de base entre le repère inertielle et le repère lié au navire (fournie par la centrale de navigation inertielle du navire), on peut écrire:

$$A \vec{M} / R_A = [Rot]^{-1} 0 | X \quad (7)$$

L'équation de mesure s'écrit donc:

$$H | [Rot]^{-1} 0 | X + w = 0 \quad (8)$$

On trouvera en annexe I le détail des calculs pour la matrice H .

Remarquons que H ne dépend que des mesures angulaires α et β (α et β , étant les mesures fournies par le capteur situé sur le navire avec ε comme bruit de mesure angulaire (R_ε étant la matrice de covariance associée),

Il nous reste à en déduire la matrice de covariance R associée à w . Pour cela nous pouvons remarquer que l'équation de mesure résulte, comme nous venons de le voir, du produit scalaire de deux vecteurs \vec{i} (ou \vec{j})

avec \vec{AM} . Il est facile d'en déduire que le bruit de mesure sera donc homogène au produit: $r \varepsilon$, r étant la distance UAV-navire. On prendra donc comme matrice de covariance R , la matrice $r^2 R_\varepsilon$.

Équation du filtre

Les équations (1) et (8) constituent le système d'équation d'état. Les équations permettant la reconstruction de la position de l'UAV sont celles d'un filtre classique de KALMAN. Elles sont données en annexe II.

2.1- Essais en simulation

Conditions des essais

Avant de présenter les résultats de simulation, nous allons tout d'abord décrire les conditions dans lesquelles sont effectuées ces essais.

Le navire est soumis à une houle relativement importante. Seuls les mouvements de pilonnement, de roulis et de lacet ont été introduits dans la simulation. Les valeurs numériques considérées sont les suivantes: soit:

0.88 ω^2 , pour le module de l'accélération linéaire de pilonnement,

0.17 ω^2 , pour l'accélération angulaire autour de l'axe de roulis,

0.05 ω^2 , pour l'accélération angulaire autour de l'axe lacet.

avec:

$$\omega = 0.089 \cdot 2 \cdot \pi \text{ rad/s}$$

L'intégration des équations de manière formelle fournit la position et l'orientation du navire au cours du temps, c'est-à-dire le repère R_A lié au navire et par conséquent de la matrice $[Rot]$ qui caractérise le changement de base du repère navire par rapport au repère inertiel. C'est dans ce repère que sont simulées les mesures angulaire α et β .

Par ailleurs on suppose que l'UAV se rapproche du navire en effectuant une trajectoire formée de demi-cercles (de rayon 50 m) à la vitesse de 5 m/s, comme schématisé sur la figure 6.

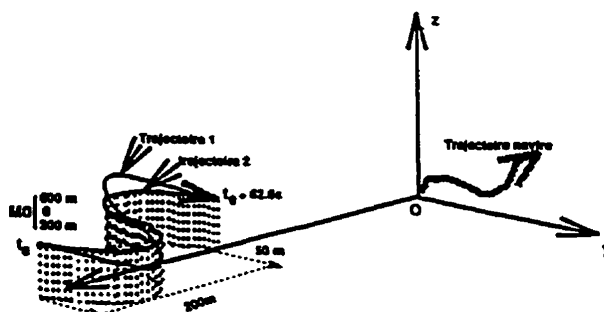


Figure 6 - Scénarii d'approche

Deux types de trajectoire ont été envisagées, la trajectoire 1 correspond à une approche selon une altitude variant de manière sinusoïdale, la trajectoire 2 correspond à une approche à altitude constante.

On suppose d'autre part que l'UAV à l'instant initial est situé en un point M_0 (600, 0, 300). En ce qui concerne l'erreur d'estimation initiale, on supposera que la position de l'UAV est située dans une sphère de 100m de rayon autour de la valeur réelle et que l'erreur sur le vecteur vitesse est contenue à l'intérieur d'une sphère de rayon 10 m/s.

L'écart type du bruit considéré pour la mesure d'accélération est: 10^{-5} m/s^2 .

L'écart type du bruit sur la mesure angulaire est: 0.5° .

La période d'échantillonnage choisie est de 40ms.

2.2- Commentaires sur les essais en simulation

Plusieurs essais effectués avec différentes valeurs de conditions initiales n'ont pas montré de différences notables sur le comportement du filtre. L'allure du transitoire diffère selon les valeurs initiales, mais dans tous les cas la convergence du filtre est tout à fait acceptable et est inférieure à 2% de la distance, lorsque l'UAV termine le deuxième demi-cercle de sa trajectoire, c'est à dire environ une minute après l'instant initial.

L'un des essais que nous avons effectué est présenté à la figure 7.

Cet essai a été effectué avec une trajectoire d'approche de type 1, mais nous avons effectué d'autres essais avec des trajectoires de type 2, c'est à dire à altitude constante. Ces approches conduisent généralement à une convergence sensiblement moins bonne (une dizaine de secondes supplémentaires sont nécessaires). L'utilisation de rayon de courbure plus important pour les trajectoires circulaires n'améliore pas l'observabilité, contrairement à ce qu'on aurait pu penser, et le temps de convergence est au contraire augmenté.

D'autres essais effectués en présence d'une houle plus faible, n'ont pas permis d'établir une conclusion définitive sur cet aspect. Il semblerait plutôt que la houle ait un effet favorable sur la convergence du filtre.

Nous avons également effectué des essais en considérant un biais constant sur la mesure d'accélération, simulant ainsi un décalage entre les informations de la centrale inertielle de navigation du navire et celle de l'UAV. Ce biais sur les capteurs accélérométriques qui se traduit par un bruit d'état à moyenne non nulle n'affecte pas la rapidité de convergence des algorithmes. En revanche l'estimé de la position est biaisé selon les composantes x et z . À titre indicatif une erreur de $5 \cdot 10^{-5} \text{ m/s}^2$ sur la mesures accélérométriques conduit à une erreur d'estimation d'environ 2% de la distance.

3.0- Conclusion

On sait que cette approche basée sur les pseudo-mesures résout généralement les problèmes de stabilité du filtre, mais en revanche conduit selon les scénarii à des biais qui peuvent être importants. Toutefois cette approche constituait pour nous une étape préliminaire et il était intéressant d'analyser l'importance de ces biais avant de songer à l'utilisation de techniques

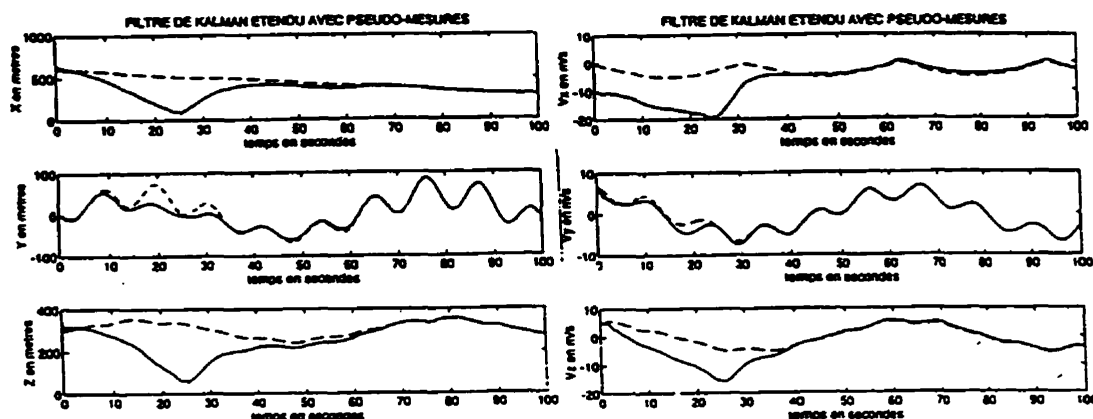


Figure 7 - Résultat d'essais en simulation

plus complexes réputées résoudre ce problème de biais (comme par exemple la méthode utilisant les coordonnées polaires modifiées, approche connue sous le nom de "modified polar coordinate"). Cette approche qui décompose le vecteur d'état en composantes observables et inobservables [4], est en effet connue pour éviter, non seulement les problèmes d'instabilité, grâce à un meilleur conditionnement de la matrice de covariance, mais également pour éliminer les biais.

Il est encore trop tôt pour conclure si l'approche que nous avons utilisée, basée nous le rappelons sur les pseudo-mesures, sera compatible avec l'application envisagée. Toutefois les résultats que nous avons obtenus, semblent déjà relativement satisfaisants et les biais que nous avons pu mettre en évidence sur certaines trajectoires d'approche sont assez faibles. L'étude qui va suivre et qui dépasse largement le cadre du seul problème de localisation, devrait nous permettre non seulement de tester d'autres scénarii d'approche, mais également de confirmer si la fonction de pilotage guidage de l'UAV, peut ou non tolérer ces biais et s'il y a lieu d'utiliser des techniques de filtrage plus sophistiquées.

4.0- Références

[1] Hammel, S.E., Aidala, V.J., "Observability Requirements for three-Dimensional Tracking via Angle Measurements". IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, AES-21, 200-207, March 1985.

[2] Aidala, V.J., "Kalman filter behavior in bearings-only tracking applications". IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, AES-15, 29-39, July 1982.

[3] Ferrier, B. & Semenza, J., "The Development, Simulation and Testing of the Landing Period Designator (LPD) Helicopter Recovery Aid", Proceedings of the American Helicopter Society, May 1994, Washington.

[4] Hoelzer, A.D., Johnson, G.W., and Cohen, A.O., "Modified polar coordinates-the key to well behaved bearings-only ranging", IBM Shipboard and Defense Systems, Manassas, VA, IBM Rep. 78-M19-0001A, Aug. 1978.

Remerciements

Les auteurs veulent remercier les services de Madame Sophie D. Radacovici (Institut de Recherches Cliniques de Montréal) et du Dr. René Kahawita (École Polytechnique de Montréal).

Annexe I

Le repère R'_M se déduit de R_A par une rotation d'angle α autour de l'axe z_A et par une rotation d'angle $-\beta$ autour de l'axe y_A .

La matrice de changement de base entre R_A et R'_M s'écrit donc:

$$R(\alpha, \beta) = R_{Z_A}(\alpha) \cdot R_{Y_A}(\beta)$$

$$R(\alpha, \beta) = \begin{bmatrix} \cos(\alpha)\cos(\beta) & -\sin(\alpha) & -\cos(\alpha)\sin(\beta) \\ \sin(\alpha)\cos(\beta) & \cos(\alpha) & -\sin(\alpha)\sin(\beta) \\ \sin(\beta) & 0 & \cos(\beta) \end{bmatrix}$$

On sait que cette matrice s'écrit aussi:

$$R(\alpha, \beta) = [\vec{i} \ \vec{j} \ \vec{k}]_{/R_A}$$

D'où l'expression:

$$H = \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} j \\ i \end{bmatrix}^T \end{bmatrix}_{/R_A}$$

$$= \begin{bmatrix} \sin(\alpha) & -\cos(\alpha) & 0 \\ \cos(\alpha)\sin(\beta) & \sin(\alpha)\sin(\beta) & -\cos(\beta) \end{bmatrix}$$

Annexe II

Les équations utilisées sont celles d'un filtre classique de Kalman, rappelées ici:

$$X_{k+1/k} = A X_{k/k} + B \cdot \Sigma \gamma(k)$$

$$P_{k+1/k} = A P_{k/k} A^T + Q(k)$$

$$K(k+1) = P_{k+1/k} H^T(k+1) [H(k+1) \cdot P_{k+1/k} H^T(k+1) + R]^{-1}$$

$$X_{k+1/k+1} = X_{k+1/k} - K(k+1) \cdot H(k+1) X_{k+1/k}$$

$$P_{k+1/k+1} = [I - K(k+1) H(k+1)] \cdot P_{k+1/k}$$

ICAS

Proceedings
1996

*20th Congress
of the
International Council of the Aeronautical Sciences*



Sorrento, Napoli, Italy
8 - 13 September, 1996
Volume 1

The Use of Simulation Tools in the Calculation of Aircraft-Ship Interface Operational Limits

Bernard de FERRIER
Program Manager, Dynamic Interface Program
Bombardier Inc., Canadian Defence Systems Division (USA)
Arlington, Virginia U.S.A.

Olivier LE BIHAN
Responsable Interface Hélicoptère/Bâtiments de surface (Projet Horizon)
Délégation Générale pour l'Armement
Direction des Constructions Navales
London, U.K.

Abstract

An analytic approach to helicopter/ship dynamic interface testing is presented. A brief synopsis of the theory and calculation of the ship motion simulation program is presented. The application of ship motion simulation as a developmental operational tool is introduced. Sample helicopter/ship interface operational limits or envelopes are discussed. Spin-off projects into other fields of growth, such as visual aids, are discussed, as well.

Introduction

Helicopters operating from small ships are limited in the maritime environment by high winds and rough seas. In addition, helicopters are limited by man-made obstacles, such as, hangar wall generated turbulence, ship stack hot gas motor ingestion, inappropriate deck lighting and markings. Dynamic Interface (DI) is defined as the study of the relationship between an air vehicle and a moving platform. It is performed to reduce risks and maximize operational flexibility [1]. Countries with a large number of platforms conduct DI testing as a matter of necessity. The American Navy matrix alone accounts for over a dozen VTOL/VSTOL manned and unmanned vehicles and more than 20 classes of aviation capable ships [2]. Recent and near future capital acquisitions by medium sized navies, such as in France, Britain and Germany, have increased interest in DI. The purpose of this paper is to present highlights of the analytic approach to dynamic interface testing and application.

Ferrier est diplômé de la Faculté des Études supérieures de l'École Polytechnique de Montréal. Le Bihan est diplômé de l'École Technique Normale de Brest (Direction des Constructions Navales). Presented at the 20th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Sorrento, Napoli, Italy 8-13 September, 1996

Dynamic Interface Studies

Brief Overview

Dynamic Interface is divided into two broad categories: experimental or at-sea measurement and analysis, and analytical which is concerned with mathematical analysis and solution [3]. The methods are not mutually exclusive. Neither method alone can produce a comprehensive and timely solution of the DI problem.

The traditional approach is experimental DI. Experimentation investigates operational launch and recovery of vehicles, engage and disengage of rotors, vertical replenishment and helicopter in-flight refueling envelopes. "Shipboard suitability testing" assesses the adequacy, effectiveness, and safety of shipboard aviation. Testing methodologies and procedures have been standardized by laboratories, such as, Naval Air Warfare Center (Patuxent River, USA), DCN Toulon (France), and DRA Bedford (UK). While experimental testing has numerous objectives, the primary activity is on launch and recovery envelope development and expansion. Launch and Recovery tests are rated by the pilot on an accepted scale, such as, the Pilot Rating Scale (PRS). The pilot assesses workload resulting from aircraft control margins, aircraft flying qualities, and performance in the shipboard environment [4]. Other experimental analysis are (but not limited to): aviation facility evaluation and deck handling.

DI analytics use mathematical modeling and simulation to support flight testing. Simulation can be used to help define operational limits of any air vehicle/ship combination by:

1. simulating any kind of ship motion and ship motion condition.
2. simulating any kind of air vehicle over and on the deck.
3. simulating any kind of retention or handling system, such as, RAST and SAMAH.
4. simulating any kind of environment natural and artificial (degraded modes).

While analytics may seem less taxing to the DI study process, it cannot replace experimentation. Envelope studies will always require physical verification.

Ship Motion Simulation

An important DI analytical tool is the Ship Motion Simulation (SMS) which was initially developed by Peter J.F. O'Reilly between 1973 to 1984 for the United States Navy. The program methodology uses spectral probabilities in order to produce deterministic synthetic time histories.

SMS Theoretical Synopsis

The Ship Motion Simulation (SMS) Model is derived from the relationship between the wave and ship motion spectrum [5]. It incorporates seakeeping philosophy and applies various definitions of seaway spectral formulation, such as, Bretschneider [6]. SMS defines a seaway, computes the hydrodynamic and hydrostatic forces imposed on a ship (defined as the product of its transfer function and the seaway) and calculates a resulting ship time history. The simulation is an extensive treatment of a floating object's response to the dynamic loads on its structure.

SMS is divided into two basic themes, spectral analysis and the calculation motion histories in the time domain. The SMS fundamental relationship is:

$$S_r = S_w(w) \cdot \text{RAO} \cdot f(V, m) \quad (1)$$

where: S_r : Ship response spectrum
 $S_w(w)$: Seaway spectrum
 RAO : Ship transfer functions
 $f(V, m)$: Frequency mapping
 V : Velocity
 m : Relative wave angle

SMS can apply various definitions for the seaway. One of the most common is the definition called the Bretschneider, which is given by:

$$S_w(w) = \frac{483.5}{w^5 T_p^4} H_g^2 e^{\left(\frac{-1994.5}{w^4 T_p^4}\right)} \quad (2)$$

where: T_p : period (sec)
 w : wave frequency (rad/sec)
 $S_w(w)$: seaway spectrum ($\text{m}^2\text{-sec}$)
 H_g : significant wave height (m)

The spectral characteristic of a vessel is defined in the SMS by experimental or computational developed transfer functions termed Response Amplitude Operators

(RAO). The response amplitude operators define the dynamic ship responses for a specified load/operating condition [7].

The ship response spectrum is created as the product of the RAO and the driving sea spectrum (Figure 1) over the entire range of frequencies. The response spectrum is reduced to sets of harmonic components for each degree-of freedom. Synthetic time histories are created stochastically by summing the harmonic components over a given time period. A typical time history equation is given by:

$$A_z = \sum_{n=1}^k (A_{z_n} \cos(w_n - c_{z_n})) \quad (3)$$

where

A_z : DOF amplitude
 w : a circular frequency
 c : phase angle

Time histories are produced by the sum of 48 synthetic functions ($k=48$). Figure 2 displays a typical time history trace. In summary, the Ship Motion Simulation creates deterministic measures of ship motion from a probabilistic spectrum.

Aircraft/Ship Interface Simulation

The primary application of the SMS is in operational simulation such as aircraft launch and recovery; deck handling; and flight readiness or availability. The Aircraft/Ship Interface Simulation (DI) is a mathematical description of conditions limiting the availability of an air vehicle. Factors affecting an air vehicle on a moving platform are primarily ship motion; Wind Over Deck; Ship Airwake Turbulence; and deck conditions (eg: wet, dry, oily, obstructed).

An example of DI analysis involves deck handling. In DI the limitations can be defined as the point at which an aircraft/ship incident occurs. Incident means an occurrence of aircraft turnover, pitchback or on-deck slide at any point from touch-down to hangar stowage and back to launch. Deck handling studies determine turnover limits, sliding freedom, tiedown forces, traversing factors, and pitch back limitations.

DI Theoretical Synopsis

Motion of an aircraft on the flight deck is calculated in terms of ship motion as a function of the aircraft model. The aircraft model is considered an extension of the ship. The model is defined by its landing gear footprint; deck location and orientation; aircraft weight and inertias, center of gravity, lateral drag area and center of pressure. The aircraft experiences ship transferred forces and

moments which create rectilinear and angular accelerations on the air vehicle. The accelerations can be numerically integrated to determine the position and attitude of the helicopter relative to the ship as function of time, for various ship motions [8]. In essence, the aircraft is displaced as the sum of all forces, to which it is exposed

The inertial loads at the helicopter center of gravity induced by ship motion is given by:

$$\begin{aligned} F_{ix} &= W \cdot A_{xcg} \\ F_{iy} &= W \cdot A_{ycg} \\ F_{iz} &= W \cdot A_{zcg} \end{aligned} \quad (4)$$

where,

$$\begin{pmatrix} F_{ix} \\ F_{iy} \\ F_{iz} \end{pmatrix} = \text{inertial forces due to ship motion}$$

W = aircraft weight

$$\begin{pmatrix} A_{xcg} \\ A_{ycg} \\ A_{zcg} \end{pmatrix} = \text{accelerations}$$

In the longitudinal, lateral and vertical directions, these inertial loads become:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} T_{11}T_{12}T_{13} \\ T_{21}T_{22}T_{23} \\ T_{31}T_{32}T_{33} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} F_{ix} \\ F_{iy} \\ F_{iz} + W \end{pmatrix} \quad (5)$$

where: $T_{ij} = T(\phi, \theta, \psi)$ (transformation matrix from ship's axis system to horizontal level/vertical axis system).

and

$$\begin{aligned} \phi &= \text{roll} \\ \theta &= \text{pitch} \\ \psi &= \text{yaw} \end{aligned}$$

Next, a wind force is added to the ship motion induced forces. In the Ship Motion Simulation, an unidirectional continuous wind model, whose vector is in the same direction as the seaway, is applied. The wind vector is defined by its magnitude (V_{wod}) and its direction (ψ_{wod}). To compute the lateral force applied at the aircraft Center of Pressure due to the wind, the V_{wod} is resolved along the normal to the aircraft center line ($V_{w_{long}}$ and $V_{w_{lat}}$). The lateral component is used to compute the lateral force, as follows:

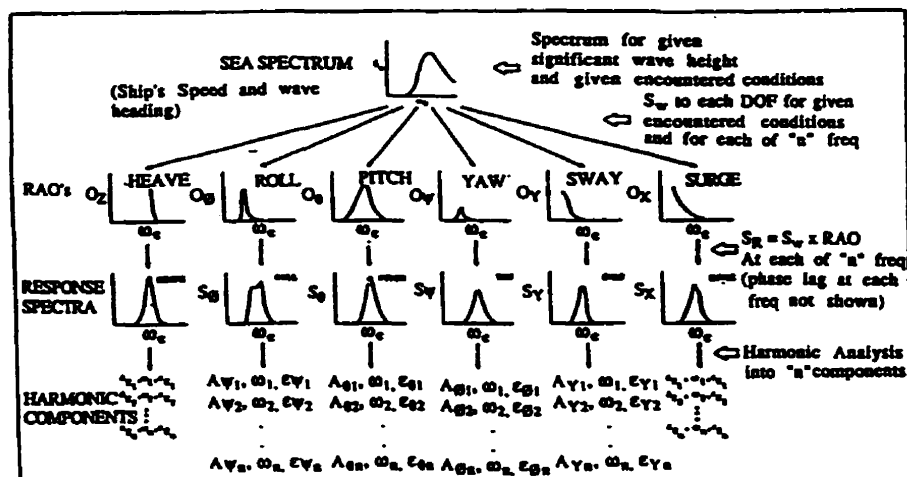


Figure 1 - Ship Motion Simulation Flow Diagram

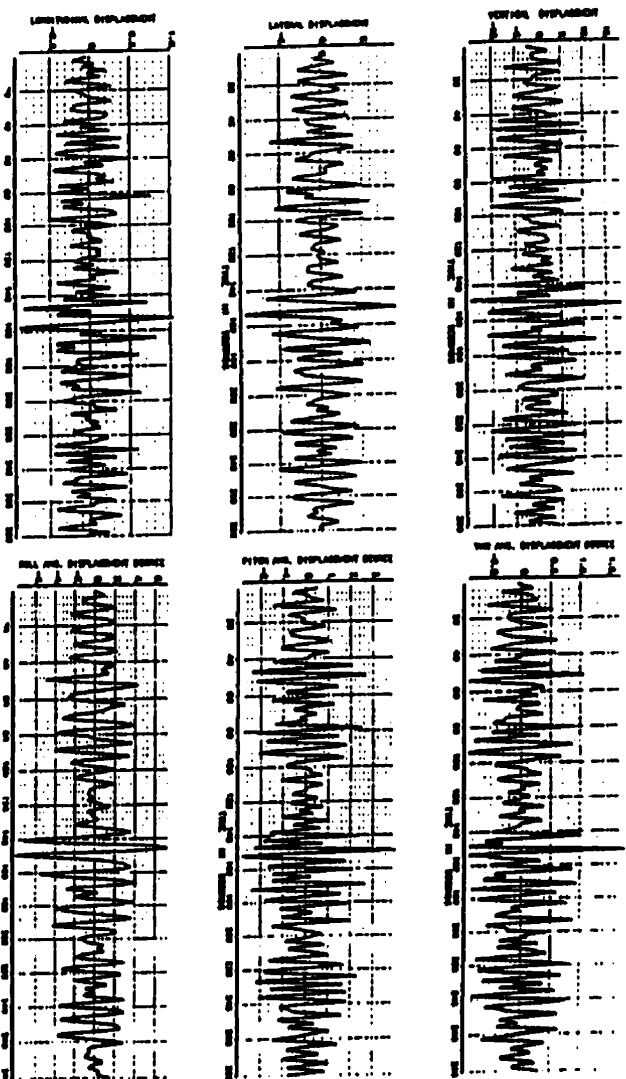


Figure 2 . Typical Time History Trace

The simulation model assumes a constant wind, therefore, $\Delta\phi(\text{wind})$ is constant throughout the simulation run. However, $\Delta\phi(\text{inertic})$ is continuously changing with ship motion. The total incremental change in the aircraft roll with respect to the ship is given by:

$$\Delta\phi(\text{total}) = \Delta\phi(\text{wind}) + \Delta\phi(\text{inertic}) \quad (12)$$

Deck conditions, e.g. dry or with substances, such as, water or oil, is a variable in the program. This parameter affects aircraft stability by changing the coefficient of friction between the aircraft landing gear and the deck. Aircraft handling systems are handled much in the same way. A maximum value of the encountered force load or geometric ship position is preprogrammed. When either force loading or ship angular position is greater than the manufacturer's design limits, an aircraft incident is registered. The aircraft operational limit is produced owing to the break-down of the aircraft handling system.

Scenarios are programmed for the "work case" condition. For the greatest landing gear deflection, nose gears are modelled unlocked and canted for turnover. The model is lined up with the ship centred and is rotated on the deck to find the least stable, but realistic, orientation (figure 3).

Referring to figure 3, the "work case" hinge line on the flight deck about which the aircraft will turnover are defined by R20 and L20 (right turnover and left turnover). Each line is computed from its main gear position to the nose gear swivelled for turnover. The azimuth of these two lines are then determined with respect to the ship's longitudinal axis, AZ20 and AZ10.

The distance from the aircraft center of gravity (CG) to each line is computed as TODR and TODL (right and left). They define the distance that the CG should move for a turnover to occur (right or left). These lines describe an angle TOR (right) or TOL (left). They are expressed as:

$$\pm \text{TOR} = \tan^{-1} \left(\frac{\text{TODR}}{\text{WLW} - \text{WLG}} \right) \quad (13)$$

$$\pm \text{TOL} = \tan^{-1} \left(\frac{\text{TODL}}{\text{WLW} - \text{WLG}} \right) \quad (14)$$

They describe the angle between a vector from the CG normal to the R20 and the L20 and the vertical.

Similar boundaries are computed for the pitchback condition. The hinge line about which the aircraft is likely to pitchback is the line which joins the right to left main gear. The distance from the CG to the hinge line is defined as PHD (pitchback distance) and expressed as:

$$\Delta\phi(\text{inertic}) = \tan^{-1} \left(\frac{\text{FRMG}(\text{inertic})}{(K)(L-BL)} \right) \quad (11)$$

The simulation model assumes a constant wind, therefore, $\Delta\phi(\text{wind})$ is constant throughout the simulation run. However, $\Delta\phi(\text{inertic})$ is continuously changing with ship motion. The total incremental change in the aircraft roll with respect to the ship is given by:

$$\text{FRMGWIND} = (\text{FW}_y) \left(\frac{\text{WLCP} - \text{WLG}}{\text{L-BL} - \text{R-BL}} \right) \quad (7)$$

where:

- FRMGWIND = Main Gear (right) axial force
- FW_y = Wind lateral force component
- WLCP = Center of pressure wasteline
- WLG = Ground wasteline
- L-BL = Left wheel baseline
- R-BL = Right wheel baseline

The incremental aircraft roll due to the wind is given by:

$$\Delta\phi(\text{WIND}) = \tan^{-1} \left(\frac{\text{FRMGWIND}}{(K)(L-BL)} \right) \quad (8)$$

where:

AXIAL forces on the main landing gear due to aircraft inertial forces in the plane of the main gear, is given by:

$$\text{FRMG}(\text{inertic}) = Y \left(\frac{\text{WLCP} - \text{WLG}}{\text{L-BL} + \text{R-BL}} \right) \quad (9)$$

where:

- WLG = Center of gravity wasteline
- FRMG(inertic) = Right main gear axial force due to the lateral inertial force Y defined in equation (5).

Assuming perfect rocking, the axial force on the left main gear is vectorially opposite to the force acting on the right main gear:

$$\text{FRMG}(\text{inertic}) = -\text{FRMG}(\text{inertic}) \quad (10)$$

where: FRMG(inertic) = Left main gear axial force

The incremental aircraft roll due to inertial loads is determined by:

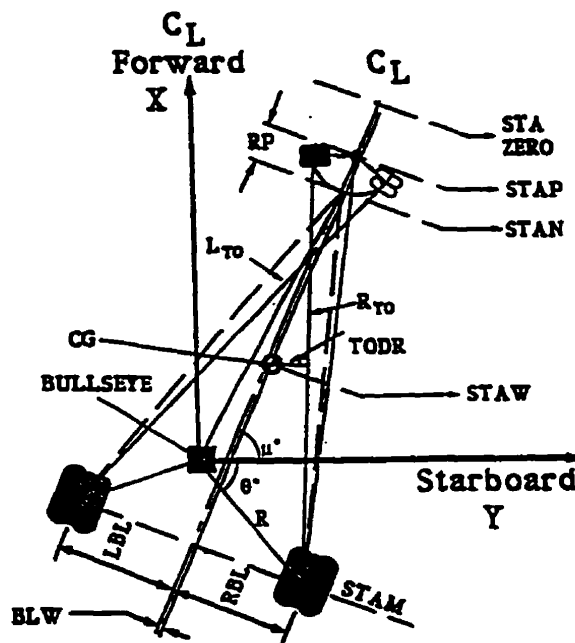
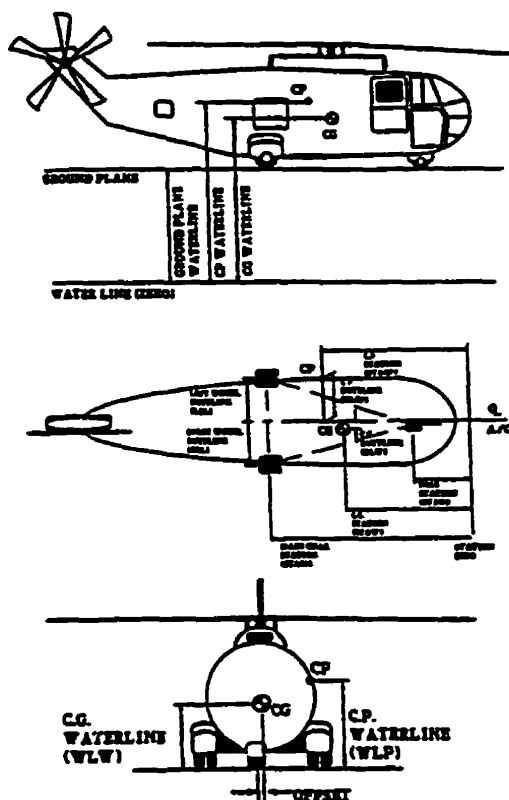


Figure 3 - Aircraft Model Definitions

$$PBD = (CGx - MGx) \quad (15)$$

where,
 PBD= pitchback distance
 CGx= aircraft CG station
 MGx= aircraft main gear station

The associated pitchback angle or PBA is given by:

$$\angle PBA = \tan^{-1} \left(\frac{MGx - CGx}{WLW - WLg} \right) \quad (16)$$

where,
 WLW = Waterline to the aircraft CG
 WLg = Waterline to the ship deck

Turnover incidents are static or dynamic in character. Static turnover is the same as on shore. The resolved weight vector migrates beyond either the friction forces causing the aircraft to displace or the reaction forces causing the aircraft to turnover. Dynamic turnover caused by the rotor disk (uneven loading of the rotor) or

by ship motion, the same phenomena occurs. The aircraft center of gravity is in motion. In the sum of forces, the weight vector is continually modified in response to inertial forces applied by either the rotor disk or ship motion or both. The distances TODR, TODL, and PBD essentially reflect system stability. At the point where a distance becomes negative, the system is unstable and will seek to find a more stable, but usually undesirable geometric solution. In similar fashion, when the landing gear friction values are exceeded by the combination of aircraft apparent weight and induced inertial forces, slippage will occur. Aircraft slide will continue until the aircraft frictional forces are greater than the disturbing inertial forces. Finally, when the vertical inertial force equals and opposes the aircraft weight, the deck friction goes to zero and an unintentional liftoff is indicated. The sum of these incidents trace aircraft-ship operational envelopes.

Calculation of Aircraft/Ship Operational Limits

The objective of analytic DI is to identify operational envelopes for launch and recovery, deck handling and general flight readiness or availability. The intention of analytical DI is not to replace experimental DI but to

compliment the activity. Once operational envelopes are calculated, DI test engineers would randomly verify selected data points in and out of the envelope. Ship speed, relative wave heading, significant wave height and modal period are the primary ship motion markers. A typical test matrix is furnished in table (1).

Ship Velocities:	05, 10, 15, 20 knots
Wave Angles:	0 - 180°, every 15 degrees
Sig. Wave Height: (Equivalent Sea State -	1, 3, 6, 9 metres 3, 5, 6, 7)
Modal Period:	5, 9, 11, 15 seconds
<i>additional matrix attributes</i>	
Deck Condition:	DRY and WET (water)
(Coefficients)	0.8 0.5
Wind-Over-Deck:	0 - 50 knots

Table 1 - Typical Test Matrix

Several studies have been achieved by the Bombardier, Inc Canadair Defense Systems Division's Dynamic Interface Office for the Direction des Constructions Navales (DGA France). Several aircraft were modelled with high center of gravities and corresponding minimum mission weights. The air vehicles were modelled both secured and unsecured on the deck with rotors spread and free to rotate and fuselages unfolded and locked. The helicopters are modelled centered at the bullseye. The landing gear deflection and forward gears are modelled unlocked and castored for turnover. The aircraft are set on the ship's centerline and rotated to -20 degrees to provide the least stable orientation.

In the examples which follow, envelopes are based on limitations defined by the point at which an aircraft/ship incident occurs. Incident means occurrence of aircraft turnover, pitchback, ondeck slide or uncontrolled liftoff. At any point during a simulation analysis an incident is identified, the entire data point is declared out-of-limit. Interface testing is performed according to the test matrix indicated in table (1). Deck safety rondelles are created as a function of ship velocity and deck condition deck condition (figure 4). Areas within the shaded areas are inside operational limits. The bow of the ship is along the principal axis to the right out to 0 degrees relative wave angle. Each concentric ring relates a relative wave height and significant wave height. All cases are tested in seas ranging from 1 to 9 meters, 180 degrees in bearing (by symmetry 360 degrees) and a maximum of 50 knots wind-over-deck.

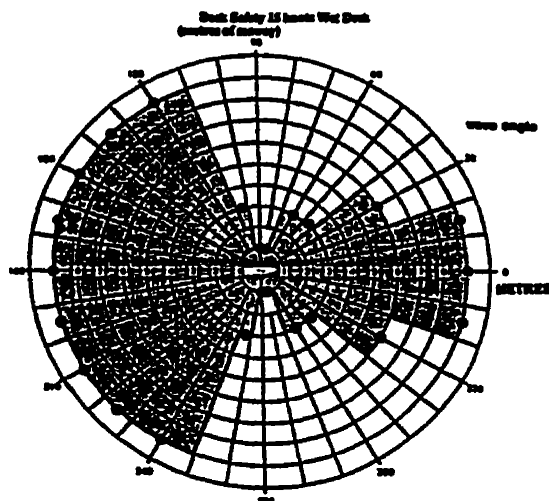


Figure 4 - Sample Deck Envelope

A comparative operational limit sample between various aircraft on the same ship is presented in figure (5). Here the models A and B show better limits than helicopter C for the same ship conditions.

Rondelles maybe used to indicate encountered loads as presented in figure (6). Here the shaded zone indicates air vehicle exposed force loads as a function of a given ship's velocity, and significant wave height. For example, the rondelle shows increased encountered loads at 75 degrees relative wave angle. In the following seas conditions, as one would expect, encountered loads are minimal.

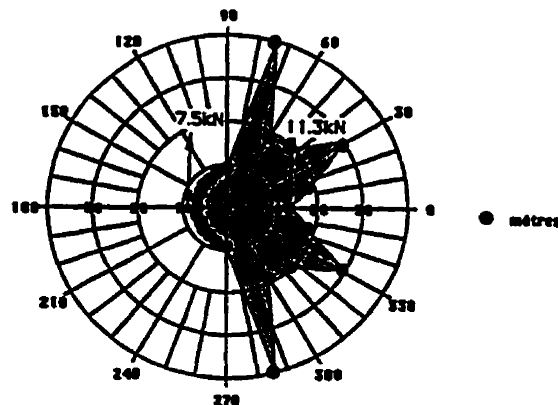


Figure 6 - Encountered force loads

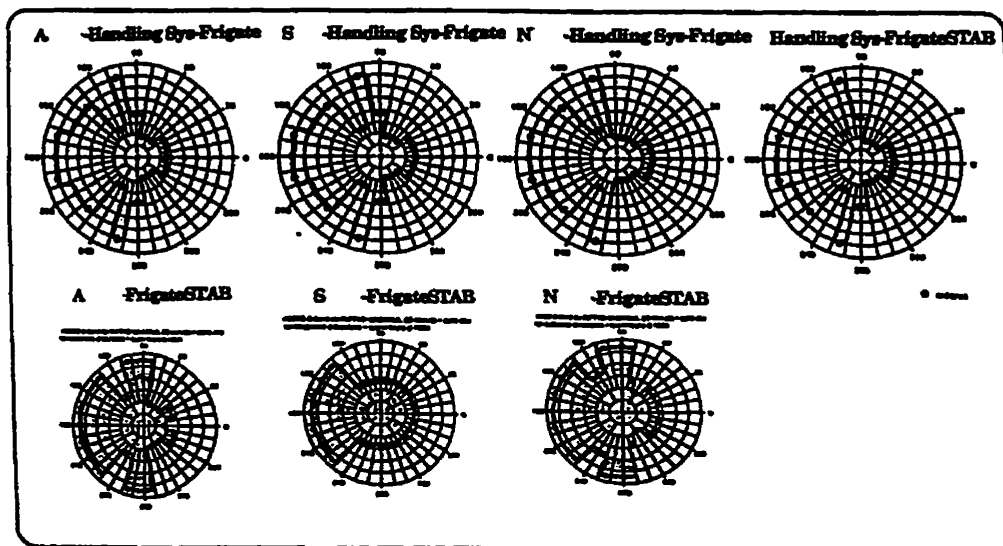


Figure 5 - Comparative Operational Limits

Real-Time DI Applications, Visual Aids

Application of DI tools to the operational environment has produced numerous real-time improvements. One such improvement is the CL352 Landing Period Designator (LPD) helicopter landing aid. The LPD supplies real-time information about the motion of any vessel as a function of helicopter operational limits. The system furnishes this information about any kind of aircraft in any sort of sea condition on any sea vessel. LPD is designed to reduce pilot workload in completing ship interface activities by improving operational security in the reduction of helicopter hover time.

The LPD may show improved recovery opportunity from its ability to identify the onset of quiescent ship motion periods. This ability is based on ship motion as a function of the mechanical and dynamic limits of the helicopter. These limits are expressed by a scalar empirical formulation, termed, the energy index. The index identifies ship quiescence using displacement, velocity and acceleration terms. In short, the index furnishes information of the motion a ship must travel in the near-term future. This does not suggest that the index is predictive (using historical information to extrapolate into the future). Rather, it capitalizes on the rate at which a vessel can displace due to natural hydrodynamic forces as a function of the structural and dynamic characteristics of the approaching air vehicle.

The energy index is an empirical formulation designed to convert ship motion characteristics, aircraft structural dynamic limits, and user experience into a

meaningful value. The index is modular in design with the capacity of incorporating other parameters (e.g.: wind-over-deck module) to improve energy index significance and applicability. The Energy Index equation of LPD Mk III measures lateral, vertical velocities and accelerations as well as roll and pitch angular displacements and velocities weighted by dynamic coefficients. The equation in the Mk III is the sum of the squares of the various parameters and terms representing real-time ship/aircraft interface motion.

$$EI = a_1 \dot{y}^2 + a_2 \dot{y}^2 + a_3 \dot{z}^2 + a_4 \dot{z}^2 + a_5 \dot{\phi}^2 + a_6 \dot{\phi}^2 + a_7 \dot{\theta}^2 + a_8 \dot{\theta}^2 \quad (17)$$

(where a_1, a_2, \dots are weighted dynamic coefficients)

As indicated in equation 17, the index contains acceleration, velocity and displacement terms which determine the motion of the ship in the near future. The LPD code calculates the rate at which a vessel can displace due to natural hydrodynamic forces against the structural and dynamic operating limits of the matching air vehicle. The energy index uses eight parameters roll and pitch, their rates, lateral and vertical velocities and accelerations. All of the parameters are weighted by dynamic coefficients which are weighted according to the individual degree-of-freedom, the coupled degrees of freedom and normalized according to aircraft characteristics. The remaining two degrees of freedom (yaw and surge) are monitored for motion within certain limits and may be incorporated more actively later if warranted. The degrees of freedom, viz: roll, pitch, lateral, and vertical, are considered the most important for motion sensitive tasks (in particular launch and recovery of air vehicles).

Methodology for Coefficient Calculation

The calculation of dynamic coefficients is performed in three distinct steps executed simultaneously. In the first step, relative coefficients are established between each of the following four degrees of freedom and their derivatives. A relationship is derived for roll angle and roll rate, pitch angle and pitch rate, lateral velocity and lateral acceleration, and vertical velocity and vertical acceleration. These relationships are directly related to the ship's velocity, the relative wave angle, the significant wave height and the modal period.

$$A = \begin{bmatrix} A1 \\ A2 \\ A3 \\ A4 \\ A5 \\ A6 \\ A7 \\ A8 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A11 & A12 & A13 \\ A21 & A22 & A23 \\ A31 & A32 & A33 \\ A41 & A42 & A43 \\ A51 & A52 & A53 \\ A61 & A62 & A63 \\ A71 & A72 & A73 \\ A81 & A82 & A83 \end{bmatrix} \quad (18)$$

The degrees-of-freedom that are considered highly coupled are roll and lateral motion and pitch and vertical motion. Coupled means that the degrees-of-freedom are directly related and can only occur independently in very special cases. Pitch and vertical motion usually occur together though rarely in phase. The phase lag between coupled degrees-of-freedom contribute to the stability of the energy index. A maximum in pitch will often occur some time, t , BEFORE the coupled peak in vertical displacement.

The third step compares the aircraft limitations scale completing the calculation of the appropriate weights of each degree-of-freedom. The product of the element coefficients A_{11} , A_{23} , (see eq.18) produces the energy index coefficients in real-time. The energy index is then calculated and compared to the established threshold (green, yellow, red) scale the results of which are communicated to the user.

The flow-chart of the energy index is presented on figure 7.

Methodology for Energy Index 'Motion Zone' Calculation

The meaning of the index value has been the object of much investigation. To be applicable, the quantity must reflect a physical state of the aircraft/ship combination in a given sea condition. For expedience, the scale is initially divided into four 'deck security' or 'availability' zones similar to the 'Pilot Rating Scale' (PRS) [9]. The definition of each deck security zone is normally refined during initial LPD sea trials.

The energy index value is analogous to the level of kinetic and potential energy contained in the ship.

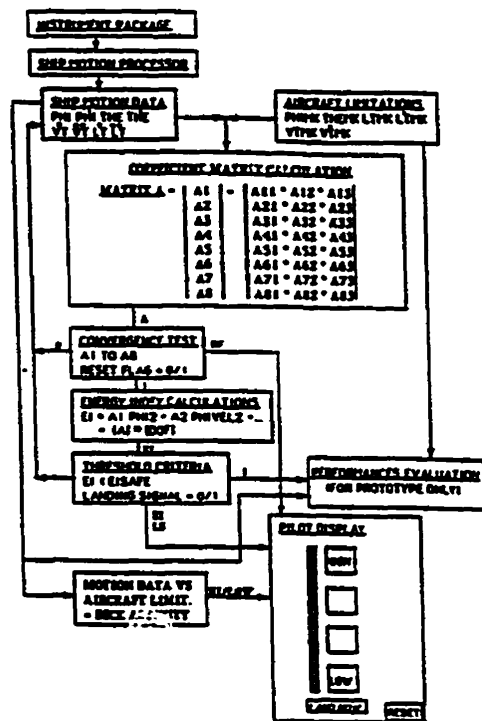


Figure 7 - Landing Period Designator Components

When the index is low the ship is stable and the ship motion is small. When the index value is below the danger threshold the landing deck motion is acceptable for aircraft activity. The ship can only displace from a stable to a high risk condition by the introduction of certain quantity of energy from the sea. For a given condition, time necessary to raise the deck from a stable to an unavailable condition can be derived experimentally from the calculation of the maximum EI_{max} . For the mass of a Destroyer class of ship, this measure is about 5 seconds. For a FFG-7 or Type 23 class ship, during normal environmental conditions, this minimum measure is about 4.5 to 5.0 seconds. Exceptions to this rule occur when encountering longitudinal propagating, high energy intensity wave fronts such as those created by an earthquake or weapon explosion.

The deck availability, as defined by the deck security zone criteria, is directly based on the ship characteristics (measured), aircraft limitations (defined), and pilot-in-loop factors (see figure 8). Deck motion security limits must be established for each combination of helicopter and ship. These limits may be measured

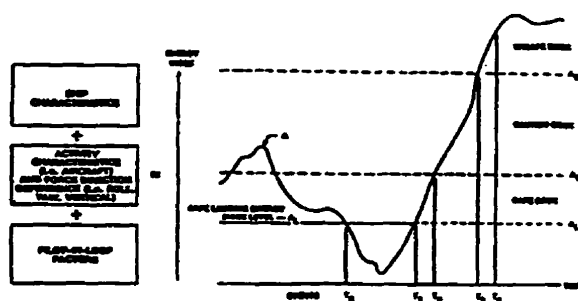


Figure 8 - Threshold Criteria

experimentally or calculated analytically. A limit is defined by the impact that a certain ship motion condition may have on the structural integrity or dynamic response of a given helicopter. If the condition exceeds an operational specification, a limit condition is identified. The sum of these limits produces a red line that is drawn on the energy index scale for a given ship.

All energy index values under the red line infer acceptable deck motions. The red line is absolute. In a red light helicopter recovery, one or more DOFs have exceeded acceptable aircraft limits. Therefore, deliberately assigning the red line several scalar points under the calculated absolute limit is a prudent if not conservative measure. The deck is available for aircraft activity under the red line. However, in order to capitalize on ship physical motion constraints, the operator must await a flashing green signal. The energy defined for a flashing green condition infers that the potential energy being transferred from the sea into the ship's structure is not sufficient to displace the ship into a red line condition in under some specified period of time.

Simulator and at-sea testing have been conducted by the US, British and German navies. The primary analysis after concluding that the LPD performed as per specification was to compare recoveries with and without the LPD. Figure 9 displays this result for both day and night, with and without the LPD.

Differences were detected between LPD day and night, and again between no LPD day and night calculated from a common way-point to the ship deck. Height over the deck and energy index traces were used (see Figure 4.3 for an example). From the data, night recoveries take on average about 50 seconds longer than day landings (other parameters held constant). During the day without the LPD, flights lasted on average almost as long as night recoveries with LPD. Night landings without the LPD took more than 25 seconds longer to complete than the same mission with the LPD.

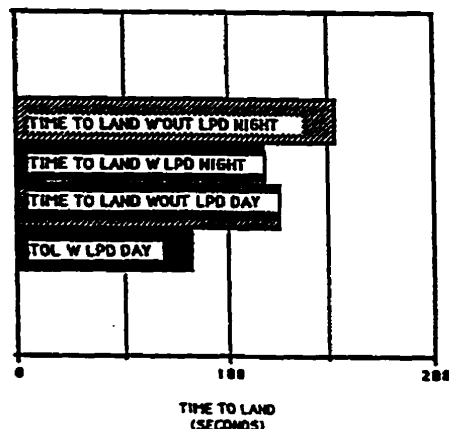


Figure 9 - Time to Land from Common Way-point

CONCLUSION

The overall objective of dynamic interface study is to determine the maximum safe air vehicle/ship platform operational limitations. Given an air/ship system and inherent operational limitations, DI strives to increase tactical flexibility for any set of environmental conditions. Analytic study is used to rapidly delineate system limitations. The calculated system limitations provide experimental DI with the necessary data to more effectively set testing strategy to probe the limiting conditions.

ACKNOWLEDGEMENT

This paper is dedicated to mentor, confidant, and father of analytic DI, Peter J. F. O'Reilly. The authors gratefully acknowledge the contributions made by: Jeff Semenza (NAWC, USA), Terry Applebee (NSWC, USA), Dave Hoddleston (CI, Canada), Jean Girard (CI, Canada), Peter Hargrove (CI, Canada), René Kahawita (Polytechnique, Canada), Tony Manning (DRA, UK), Jean-Pierre Barbarit (DCN, France), Vidar Bjørkedal (Seatex, Norway), Ole Bodde (Seatex, Norway).

REFERENCES

- [1] Healey, J. Val (1986). Simulating the Helicopter-Ship Interface As An Alternative to Current Methods. NPS67-86-003. Naval Postgraduate School. Monterey.
- [2] Carico, D (1988). Proceedings of the First DI Working Group Meeting. DI-NAWC. Pamuxent River.
- [3] Ferrier, B & Semenza, J (1990). NATC Manned Flight Simulator VTOL Ship Motion Simulation and Application. Proceedings of the AHS. Washington.

[4] Ferrier & Semenza (1990).

[5] St. Denis & Pierson, W (1953). On the Motions of Ships in Confined Seas. Transactions of SNAME. Vol 61. New York.

[6] Bretschneider, C. L. (1959). "Wave Variability and Wave Spectra for Wind-Generated Gravity Waves". Beach Erosion Board. U.S. Army Corps of Engineers. Technical Memo No: 118. Washington.

[7] Baitis, A. E; Meyers, W. G; Applebee, T. R (1976). "A Non-Aviation Ship Motion Data base for the DD963, CG26, FF1052, FFG7 and the FF1040 Ship Classes". DTNSRDC Report. SPD-738-01. Washington.

[8] Blackwell, J and Feik, R. A (1988). "A Mathematical Model of the On-Deck Helicopter/Ship Dynamic Interface (U)". Aerodynamics Technical Memorandum 405. Aeronautical Research Laboratory. Melbourne.

[9] Ferrier & Semenza (1990).

51st ANNUAL FORUM PROCEEDINGS



Volume I

May 9 - 11, 1995
Fort Worth, TX

Along side analysis of Type 23 ship motion as a function of mechanical and dynamic limits of an EH101-like helicopter using the Landing Period Designator helicopter recovery device

R. Bruce Lumsden
Head, All Weather Operations
Defence Research Agency
Bedford (United Kingdom)

Bernard Ferrier
Program Manager, Dynamic Interface Program
Bombardier Inc., Canadair Defence Systems Division (Mirabel)
Montréal, Québec

Abstract

The Landing Period Designator (LPD) helicopter recovery aid relates real-time ship motion to safe recovery times on-board a ship. The purpose of the Defence Research Agency test of the LPD is to demonstrate improvement in the landing windows of an EH101-type helicopter on-board a Type 23 frigate. A brief synopsis is presented which summarizes the methodology of the LPD empirical formulation, termed energy index, calculation and theory featuring weighted motion sensitive parameters. The weighted value is measured against a scale indicating 'deck availability'. In the DRA project, the LPD is used to identify landing windows from recorded Type 23 ship motion data. Landing windows are analyzed through Sea State 7. In no instant did the time delay window (rise-time) measure less than 4-5 seconds, even in sea state 7. Most importantly, the energy index peak always maintained a 5 second time separation from the first aircraft sensitive ship motion peak. A discussion of the rise-time phenomena is presented in some detail. The issue relating practical landing window improvement is addressed using the DRA Advanced Flight Simulator. Simulator test plans form the final subject of this article.

Introduction

The Landing Period Designator (LPD) is a system developed to aid helicopter pilots in helicopter launch and recovery from moving platforms. It is designed to provide the operator (e.g. Pilot and Weapons Officer) an evaluation of ship motion in order to complete certain motion

Lumsden is responsible for helicopter-ship interface issues within the DRA. Ferrier est diplômé de la Faculté des Études supérieures de l'École Polytechnique de Montréal. Presented at the American Helicopter Society 51st Annual forum, Fort Worth, TX, May 9-11, 1995. British Crown Copyright © 1995 / DRA - Published with the permission of the Controller of Her Majesty's Stationary Office.

dependent tasks. The Landing Period Designator (LPD) is an application of the aircraft-ship dynamic interface (DI) program. Dynamic Interface is defined as the study of the relationship between air vehicles and a moving platform [1]. DI is performed to reduce the operational risks and maximize tactical flexibility [2]. Traditional DI studies are primarily performed by experimentation (at-sea analysis with assets). Analytic DI emphasizes mathematical modelling and simulation to support flight testing [3]. The LPD was derived from the Ship Motion and Aircraft/Ship Dynamic Interface Deck Safety Simulation programs for real-time application [4]. While the LPD is a real-time 'maritime traffic light', it may be used off-line as an interface analysis tool. The purpose of this project is to demonstrate off-line interface analysis of an EH101-similar helicopter on-board a TYPE 23 RN frigate using recorded TYPE 23 ship motion.

The LPD may show, for example, improved recovery opportunities from its ability to identify the onset of quiescent ship motion periods before they can be identified assessed by the pilot. This ability is based on ship motion as a function of the mechanical and dynamic limits of the helicopter. In this project, the LPD is used to identify landing windows from recorded TYPE 23 ship motion data. Each landing window containing a period of very low energy (flashing green) is analyzed for the time delay to enter a high risk energy zone. The term generally employed is, 'rise-time'. Traditionally, rise-time is the time delay that the accumulated energies in a vessel produce a ship displacement [5]. In this project, rise time is defined as the time lag that the accumulated energies in a vessel produce a ship displacement from quiescence to a high risk condition (outside the normal aircraft operating limits), as a function of a specific helicopter.

The rise-time may be determined analytically or experimentally. In terms of the

energy index trace, it may be described as the period of time that is measured from the end of a flashing green signal (low energy state) to the positive side of the red line (condition outside of normal operating limits). The rise-time is mirrored by a fall-time which is the time period measured from the negative side of the red line to the negative side of the flashing green line.

These limits are expressed by the energy index which is a scalar empirical formulation. This index identifies ship quiescence using displacement, velocity and acceleration terms. In short, the index furnishes information of the motion a ship must travel in the near-term future. This does not suggest that the index is predictive (using historical information to extrapolate into the future). Rather, it capitalizes on the rate at which a vessel can displace due to natural hydrodynamic forces as a function of the operating limits of an approaching air vehicle. A brief review of the energy index theory follows in the next section.

Energy Index Theory Review

The energy index is an empirical formulation designed to convert ship motion characteristics, aircraft structural dynamic limits, and user experience into a meaningful value. The index is modular in design with the capacity of incorporating other parameters (eg: wind-over-deck module) to improve energy index significance and applicability.

The Energy Index equation of LPD Mk III measures lateral, vertical velocities and accelerations as well as roll and pitch angular displacements and velocities weighted by dynamic coefficients. The equation in the Mk III is the sum of the squares of the various parameters and terms representing real-time ship/aircraft interface motion.

EQ.1 EI=

$$a_1 \dot{y}^2 + a_2 \ddot{y}^2 + a_3 \dot{z}^2 + a_4 \ddot{z}^2 + a_5 \dot{\phi}^2 + a_6 \ddot{\phi}^2 + a_7 \dot{\theta}^2 + a_8 \ddot{\theta}^2$$

(where a_1, a_2, \dots are weighted dynamic coefficients)

As indicated in equation 1, the index contains acceleration, velocity and displacement terms which determine the motion of the ship in the near future. The LPD code calculates the rate at which a vessel can displace due to natural hydrodynamic forces against the structural and dynamic operating limits of the matching air vehicle. The energy index uses eight parameters roll and pitch, their rates, lateral and vertical velocities and accelerations. All of the parameters are weighted by dynamic

coefficients which are weighted according to the individual degree-of-freedom, the coupled degrees of freedom and normalized according to aircraft characteristics. The remaining two degrees of freedom (yaw and surge) are monitored for motion within certain limits and may be incorporated more actively later if warranted. The degrees of freedom, viz: roll, pitch, lateral, and vertical, are considered the most important for motion sensitive tasks (in particular launch and recovery of air vehicles).

Methodology for Coefficient Calculation,

The calculation of dynamic coefficients is performed in three distinct steps executed simultaneously. In the first step, relative coefficients are established between each of the following four degrees of freedom and their derivatives. A relationship is derived for roll angle and roll rate, pitch angle and pitch rate, lateral velocity and lateral acceleration, and vertical velocity and vertical acceleration. These relationships are directly related to the ship's velocity, the relative wave angle, the significant wave height and the modal period.

Eq 2

$$A = \begin{bmatrix} A1 \\ A2 \\ A3 \\ A4 \\ A5 \\ A6 \\ A7 \\ A8 \end{bmatrix} = \begin{Bmatrix} A11 \cdot A12 \cdot A13 \\ A21 \cdot A22 \cdot A23 \\ A31 \cdot A32 \cdot A33 \\ A41 \cdot A42 \cdot A43 \\ A51 \cdot A52 \cdot A53 \\ A61 \cdot A62 \cdot A63 \\ A71 \cdot A72 \cdot A73 \\ A81 \cdot A82 \cdot A83 \end{Bmatrix}$$

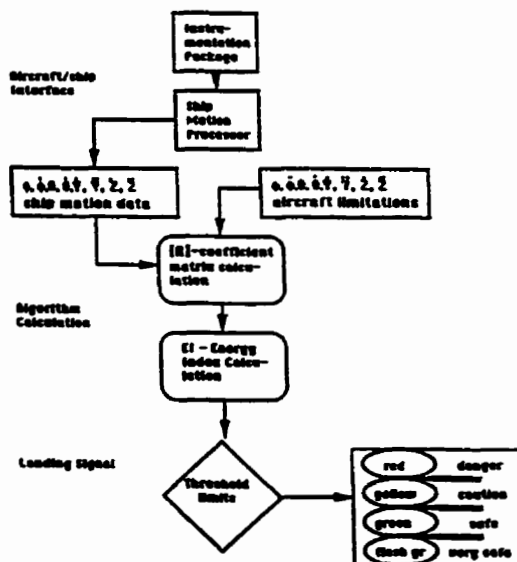
The degrees-of-freedom that are considered highly coupled are roll and lateral motion and pitch and vertical motion. Coupled means that the degrees-of-freedom are directly related and can only occur independently in very special cases. Pitch and vertical motion usually occur together though rarely in phase. The phase lag between coupled degrees-of-freedom contributes to the stability of the energy index. As discovered in earlier studies, a maximum in pitch will often occur some time, t , BEFORE the coupled peak in vertical displacement.

The third step compares the aircraft limitations scale completing the calculation of the appropriate weights of each degrees-of-freedom. The product of the element coefficients $A11, A23$, (see eq.2) produce the energy index coefficients in real-time. The energy index is then calculated and compared to the established threshold (green, yellow, red) scale the results of which are communicated to the user.

Calculation of EH101-like Recovery Windows

Recorded and simulated ship motion data of at least 10 different sea cases were provided (by the DRA) to, or created by, the Canadair DI Office. Off-line analysis of the LPD using the recorded or simulated data may be achieved if roll and pitch displacements, their rates, Y (lateral) and Z (vertical) accelerations are available. DRA Bedford provided Canadair with recorded ship motion data files. Angular rates were calculated and formatted for the LPD by a pre-processor program. The formatted data was then passed to the energy index program. The flow-chart of the energy index is presented on figure 1.

Figure 1 - Energy Index Flow-Chart



The meaning of the index value has been the object of much investigation. To be applicable, the quantity must reflect a physical state of the aircraft/ship combination in a given sea condition. For expedience, the scale is initially divided into four 'deck security' or 'availability' zones similar to the 'Pilot Rating Scale' (PRS) [6]. The definition of each deck security zone will be refined during initial LPD sea trials.

The energy index value is analogous to the level of kinetic and potential energy contained in the ship. When the index is low

the ship is stable and the ship motion is small. When the index value is below the danger threshold the landing deck motion is acceptable for aircraft activity. The ship can only displace from a stable to a high risk condition by the introduction of certain quantity of energy from the sea. For a given condition, time necessary to raise the deck from a stable to an unavailable condition can be derived experimentally from the calculation of the maximum ΔE_{imax} . For the mass of a Destroyer class of ship, this measure is about 5 seconds. For a FFG-7 or Type 23 class ship, during normal environmental conditions, this minimum measure is about 4.5 to 5.0 seconds. Exceptions to this rule occur when encountering longitudinal propagating, high energy intensity wave fronts such as those created by an earthquake or weapon explosion.

The deck availability, as defined by the deck security zone criteria, is directly based on the ship characteristics (measured), aircraft limitations (defined), and pilot-in-loop factors (see figure 2). Deck motion security limits must be established for each combination of helicopter and ship. These limits may be measured experimentally or calculated analytically. A limit is defined by the impact that a certain ship motion condition may have on the structural integrity or dynamic response of a given helicopter. If the condition exceeds an operational specification, a limit condition is identified. The sum of these limits produces a red line that is drawn on the energy index scale for a given ship.

All energy index values under the red line infer acceptable deck motions. The red line is absolute. In a red light helicopter recovery, one or more DOFs have exceeded acceptable aircraft limits. Therefore, deliberately assigning the red line several scalar points under the calculated absolute limit is a prudent if not conservative measure. The deck is available for aircraft activity under the red line. However, in order to capitalize on ship physical motion constraints, the operator must await a flashing green signal. The energy defined for a flashing green condition infers that the potential energy being transferred from the sea into the ship's structure is not sufficient to displace the ship into a red line condition in under some specified period of time.

DRA Testing Program

The LPD DRA Testing Program was conceived independent of existing LPD simulated and recorded ship motion results. The intellectual feasibility or proof-of-concept of the energy index approach had been established, complete with at-sea demonstration [7], prior to the DRA test. The DRA Testing

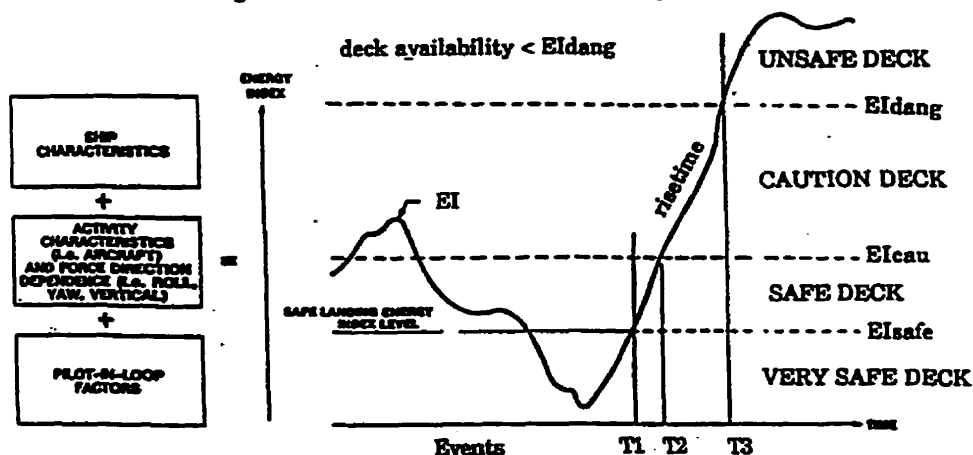
Figure 2. - Threshold Criteria (risetime = $t_3 - t_1$)

Table 1- TYPE 23 Ship Motion Files

Data File	secs from midnight	simulation designation	comments
CMOTION.001	7600	05400705	probably SS4
CMOTION.002	7739	SHIP TURN	
CMOTION.003	7250	05360705	probably SS4
CMOTION.004	7877	SHIP TURN	
CMOTION.005	7838	051700705	probably SS4
CMOTION.006	8038	SHIP TURN	
CMOTION.007	8027	05301305	SS5
CMOTION.008	8122	SHIP TURN	
CMOTION.009	8155	0510311	SS5
CMOTION.010	8378	SHIP TURN	
CMOTION.011	8384	05531305	SS5
CMOTION.012	8502	SHIP TURN	
CMOTION.013	8623	TBA	NO MATCH begins at midnight (000)
CMOTION.014	846	SHIP TURN	
CMOTION.015	865	051051315	SS6
CMOTION.016	812	SHIP TURN	
CMOTION.017	8336	10151315	SS6
CMOTION.018	8184	SHIP TURN	
CMOTION.019	8384	101301315	SS6
CMOTION.020	4470	SHIP TURN	
CMOTION.021	4514	101301315	SS6
CMOTION.022	5782	SHIP TURN	
CMOTION.023	5870	10002315	SS7
CMOTION.024	6870	SHIP TURN	
CMOTION.025	7118	TBA	NO SS INFO
CMOTION.026	7374	TBA	NO SS INFO
CMOTION.027	9074	TBA	NO SS INFO

Simulation Designation: VVMMMHHHTTT
051202811

Ship velocity (VV), eg: 05 = 5 knots
Relative Wave Heading (MMM), eg: 120 = 120° (following seas)
Significant Wave Height, est. (HHH), eg: 28 = 28 feet
Wave Period (TTT) most probable, eg: 11 = 11 seconds

Program concentrates on practical application of the LPD concept. The testing program is divided into three phases each testing a different aspect of the LPD applicability to aircraft/ship operations. In the first part, the LPD is used to identify recorded TYPE 23 ship motion data. In the second part, the LPD is applied to simulated ship motion data representing the same environmental cases as in part one. The results are compared. In part three, pilots are exposed to the LPD using selected environmental conditions from part one within the confines of the DRA Advanced Flight Simulator (AFS).

The DRA provided Canadair with 27 recordings of TYPE 23 ship motion data. The recordings were divided up such that odd numbered files contained ship motion during a period of fixed heading, while even numbered files contained ship motion during a heading change. Only single heading files were considered for detailed rise-time analysis. Several heading change ship motion files were, however, considered for academic exercises.

To establish early a relationship between recorded and simulated data, transfer functions defining the subject vessel are necessary. To retain a controlled environment, calibration of the LPD is done using simulated data which is applied to recorded data. The Ship Motion Program [8] (SMP) series 1993 was used to create the ship transfer data master file. SMP based Ship Motion Simulation [9] data has had the tendency of being slightly conservative (particularly in its estimates of seaway acceleration and velocities) with respect to recorded data. This tendency has the effect of producing slightly shorter rise/fall-times for simulated based results compared to results using recorded data. In the calibration of the LPD, a conservative approach is always taken.

The LPD was calibrated using the simulation of the TYPE 23 derived from the Ship Motion Program series 1993. Recorded ship motion data was then applied to the calibrated LPD computer. Table 1 lists the recorded and selected simulated data files.

Figure 2 illustrates the components of a rise-time diagram. The physics of ship motion as a function of helicopter mechanical and dynamic characteristics is represented empirically by the energy index curve. Degree-of-freedom components are displayed, sorted into angular or translational components. A fall-time example is displayed next to a rise-time sample in figure 3. The fall-time graph respects the same rules governing the rise-time diagram. In this condition, the energy index is

a measure of the time to dissipate the ship energy to a quiescent level. Since the relationship proposed between sea and ship behaviour, as a function of helicopter limits, is considered uniform (though not linear), the time necessary for the stored energy in the ship to dissipate to a quiescent state must respect a time lag. This time lag is termed the fall-time.

Test Program Discussion

Table 2 displays a summary of the rise-time incidents identified in the ship motion / LPD interface. In no instances did any rise-time measure less than 4 - 5 seconds. Similarly, in no instances did any fall-time measure less than 4 - 5 seconds. Following seas conditions are the most stable as a function of the helicopter (energy index remains below the danger level). In elevated ahead sea cases, few rise-time incidents were identified because the energy index never expended sufficient energy to touch quiescence.

In this study, when comparing recorded data LPD results with simulated data LPD results, the simulated flash-green instances, as a rule, tend, almost always and by large margins, to be more conservative. This may be due to various reasons. The recorded data significant wave heights were estimated visually from on-board ship (both day and night). A more accurate procedure is to use wave buoys. While the frequency content between simulated and recorded data may be similar, they are, nonetheless, not the same. The translation of frequency analysis to the time domain involves probabilities, thus, a "best guess". Indeed, the fact that a frequency may be held as low probability does not exclude the frequency from occurring in nature at the exact moment the data was recorded. Finally, it should be noted that the recorded data recordings were much longer than those simulated.

Conservatism in the simulated flashing green domain become more pronounced as the relative wave angle becomes larger or the ship velocity increases. Similarly, the red lamp appears more frequently using simulated data for the same conditions. In spite of the apparent differences, simulated results are useful in establishing initial, though conservative, operational limits.

As discussed earlier, the energy index value is correlated to the level of kinetic and potential energy contained in the ship. When the index is low the ship is stable and the ship motion is small. When the index value is below the danger threshold, the landing deck motion is acceptable for aircraft recovery (operational

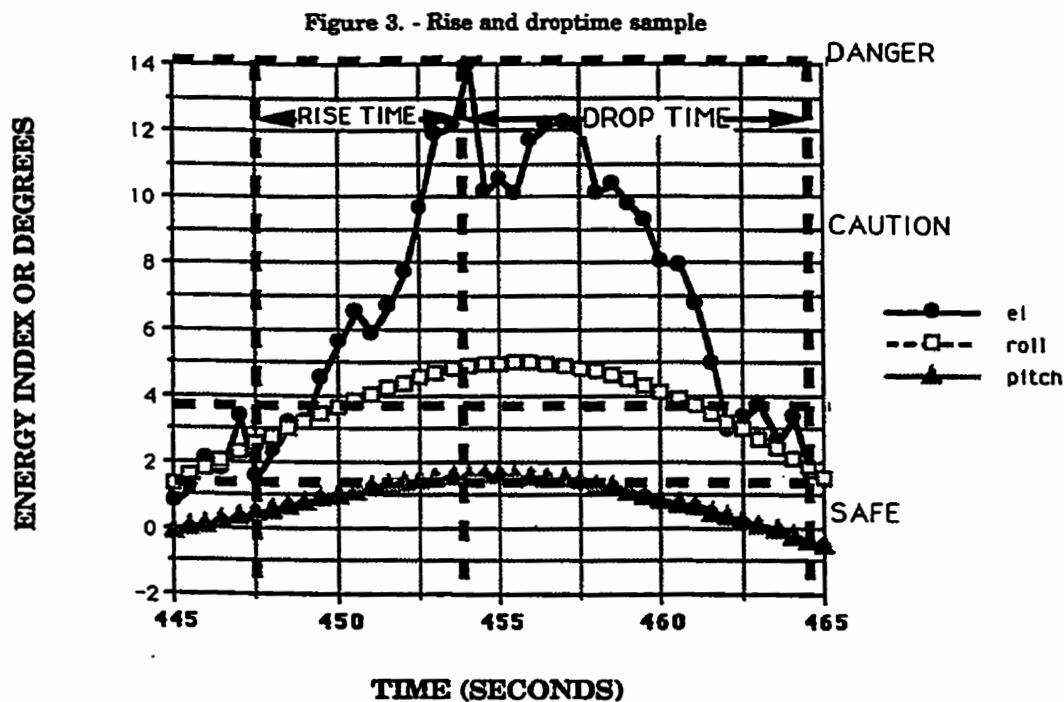


Table 2- Rise Time Summary

recorded data file	CMOTIO	Sea State Wave Heading	simulated ata file	recorded average rise time	simulate average rise time
05400705	.001	4(ahead)	05400705	20 sec	9.5 sec
05950705	.003	4(beam)	05950705	15.75 sec	4.3 sec
0517007 05	.005	4(follow)	051700705	34.2 sec	4.3 sec
05801209	.007	5(beam)	05801209	16.8 sec	25.3 sec
05551209	.011	5(ahead)	05551209	14.8 sec	16.8 sec
0510518 15	.015	6(beam)	051051815	22.0 sec	16.8 sec
10151815	.017	6(ahead)	10151815	21.6 sec	8.3 sec
1012018 15	.019	6(follow)	101201815	16.5 sec	8.3 sec
1015018 15	.021	6(follow)	101501815	n/a	8.3 sec
10602815	.023	7(ahead)	10602815	22.4 sec	n/a

Table 3- Rise Time Summary Statistics
(recorded vs simulated data)

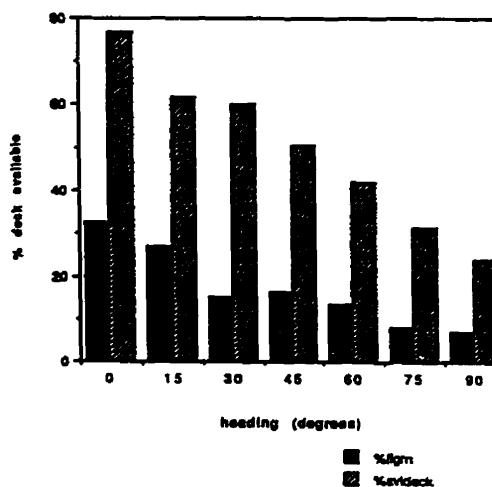
data file	rec-sim # pts/ % fl grn	rec-sim # pts/ % grn	rec-sim # pts/ % yellow	rec-sim # pts/ % red	rec-sim shortest risetime
05400705	378-154/ 13.6-38.6	842-107/ 30.4-26.8	1291-133/ 46.6-33.3	259-6/ 9.3-1.4	6.0 sec 9.5 sec
05950705	380-144/ 13.5-35.9	841-145/ 29.9-36.3	1866-104/ 48.4-28.1	23-7/ 8.2-1.8	4.5 sec 4.0 sec
0517007 05	910-144/ 32.2-35.9	1162-145/ 41.1-36.3	749-104/ 26.5-26.1	6-7/ 0.2-1.8	14.5 sec 4.0 sec
05801209	215-9-2/ 7.5-0.4	627-34/ 21.8-8.5	1592-220/ 55.3-55.0	443-144/ 15.4-36.1	6.5 sec 13.5 sec
05551209	162-12/ 5.4-3.0	630-81/ 21-20.3	1541-171/ 61.4-42.8	666-135/ 22.2-34.0	5.0 sec 16.0 sec
0510518 5	216-12/ 7.3-3.0	681-81/ 23-20.3	1480-171/ 50-42.8	583-138/ 19.7-34.0	4.0 sec 16.0 sec
10151815	183-8/ 6.1-2.0	483-30.4/ 16.1-7.6	1497-144/ 49.4-36.0	837-218/ 27.9-54.4	4.5 sec 5.0
1012018 5	162-8/ 5.4-2.0	558-30.4/ 18.6-7.6	1590-144/ 53-36.0	690-218/ 23-54.4	6.5 sec 5.0
1015018 5	1266-8/ 42.2-2.0	1305-30.4/ 43.5-7.6	429-144/ 14.3-36.0	0-218/ 0-54.4	n/a 5.0
10602815	40-00/ 1.8-0.0	361-0.4/ 16.4-0.1	1155-53.6/ 52.5-13.4	660-348/ 29.4-86.5	8.0 sec n/a

limits will vary for other aircraft activities, e.g. on-deck handling or maneuvering, rearming and refuelling). The ship can only displace from a very low energy state to an aircraft out-of-limit condition by the introduction of certain quantity of energy from the sea. For a given condition, time necessary to raise the deck from a stable to an unavailable condition can be derived experimentally from the calculation of the maximum ΔE_{max} . For the mass of a TYPE 23 class ship, during normal operating conditions, this minimum measure is about 4.5 seconds.

All energy index values under the red line infer acceptable deck motions. The red line is absolute. A recovery when index values are greater than the danger limit means one or more degrees of freedom (DOF) have exceeded acceptable aircraft operational limits. Operational limits generally incorporate a safety factor. Therefore, deliberately assigning the red line several scalar points under the calculated absolute limit may be an overly conservative measure. A possible approach might be that if the technique is found to provide benefits operationally, then during initial operations the limit will be reduced by a factor until experience with and confidence in the system is gained. While constraining the helicopter motion limits may admittedly reduce the potential benefits of the LPD, it does produce an experimental trail to accumulate experience

and confidence in the device. The deck is available for aircraft activity under the red line. However, in order to capitalize on ship physical motion constraints, the operator must await a flashing green signal (see figure 3).

Figure 3 - Deck availability with percent flashing green deck
deck: 20 kts ship vel., 3 meter seas



As discussed earlier, when referring to table 2, the frequency of rise-time incidents increases to a maximum in agitated seas between quiet and heavy conditions. That is to say, rise-time incidents are few in light head seas, since conditions allow for the rapid dissipation of ship stored energies. Rise-time incidents are few in heavy ahead seas since conditions do not allow for the rapid expenditure of ship stored energies, thus, inhibiting the system from entering the flashing green zone.

The effects of following seas conditions are interesting. Rise-times exist even in highly agitated (sea state +6) seas. This occurs due to the longer wave periods experienced by the ship as it moves with the waves and the effect of reduced accelerations transferred by the seaway to the ship. Thus, it is possible to achieve a quiescent condition, very briefly (e.g. duration of 0.5 seconds), allowing for the opening of a rise-time window. Helicopters generally do not recover in following seas if the prevailing wind vector is in the same direction.

Concluding Remarks

From the recorded or simulated data results discussed above, at no time did any rise-time incident measure less than 4 - 5 seconds. Similarly, in no instant did any fall-time measure less than 4 - 5 seconds. This supports the calibration procedure using transfer function simulation data. A correlation seems to exist between the number of rise-times detected with the significant wave height. There are few rise-times detected in low seas (sea state 1 - 3) and very few rise-times in highly agitated seas (sea state +6). Rise-time incidents appear most frequently during the seaway transition period (sea state 5-6). Conservatism in the simulated data LPD results become more pronounced as the relative wave angle becomes larger, the significant wave height or the ship velocity increases. In spite of the apparent differences, simulated results are useful in establishing initial, though conservative, operational limits.

Following seas conditions are the most stable as function of the helicopter. At this time, atmospheric conditions are not measured. Should atmospheric conditions be favourable, then following seas may be the best condition to recover an aircraft, particularly in risen seas.

The characteristics of the TYPE 23 as a function of the EH101 type helicopter seems to allow 4 - 5 seconds. This does not mean that easing or restricting aircraft limits might not improve the rise-time allowance. The empirical nature of the energy index formulation encourages experimentation to optimize the formulation.

Acknowledgement

Gratitude is expressed for the excellent services rendered by Martin Downes (DRA), Lt.Cdr. Simon Tate (RN), and Tony Manning (DRA). Appreciation is conveyed to Peter J.F. O'Reilly, a founder of the dynamic interface discipline, and Dr. René Kahawita (Ecole Polytechnique de Montréal).

References

- [1] Healey, J. Val (1986). Simulating the Helicopter-Ship Interface As an Alternative to Current Methods. NPS 67-86-003 (U). Naval Postgraduate School. Monterey.
- [2] Carico, D. (1988). Introduction to the Proceedings of the First Dynamic Interface Working Group Meeting. Dynamic Interface Department. Rotary Wing Directorate. NAWC. Patuxent River.
- [3] Ferrier, B., Polvi, Lt. (N). H., Thibodeau, F. (1991). Helicopter/Ship Analytic Dynamic Interface. (U). Proceedings AGARD (NATO) Meeting on Helicopter-Ship Interface. AGARD-CP-509. Seville.
- [4] Ferrier, B. and Semenza, J. (1994). The Development, Simulation and Testing of the Landing Period Designator (LPD) Helicopter Recovery Aid. Proceedings of the AHS. Washington.
- [5] *ibid*
- [6] Ferrier, B. and Semenza, J. (1990). NATC Manned Flight Simulator VTOL Ship Motion Simulation and Application. Proceedings of the AHS. Washington.
- [7] Semenza, J. (1994). Test Results of the LPD, preliminary analysis. Departmental Memo #13820. Patuxent River.
- [8] Meyers, W., Applebee, T., Baitis, A.E. (1981). "User's Manual to Standard Ship Motion Program, SMP 81". DTNSRDC/SPD0936-01. Washington.
- [9] O'Reilly, P.J.F. (1985). Aircraft/Deck Interface Dynamics for Destroyers. Marine Technology. Vol. 24, No.1. SNAME. New York.

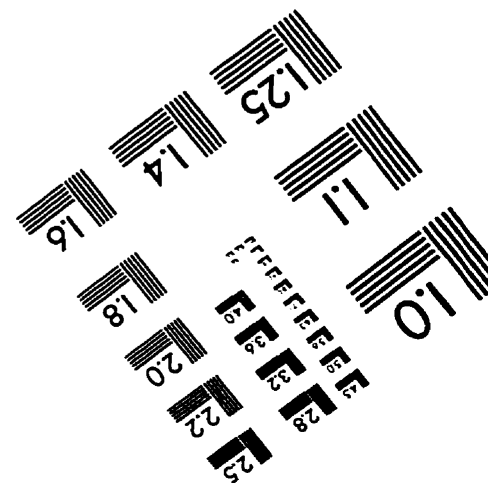
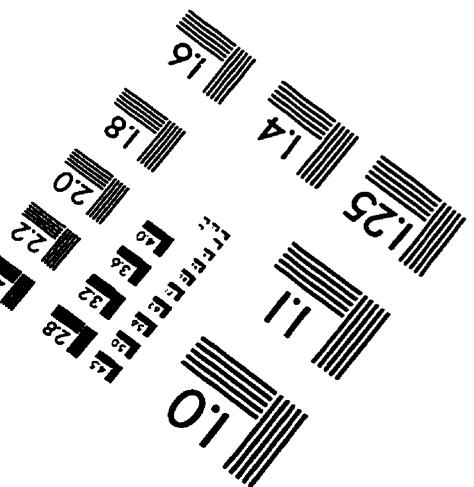
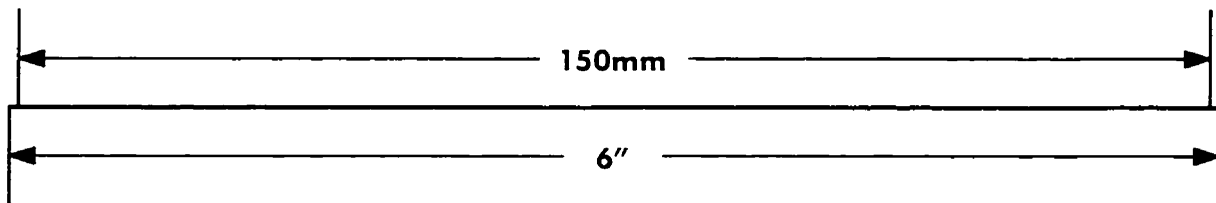
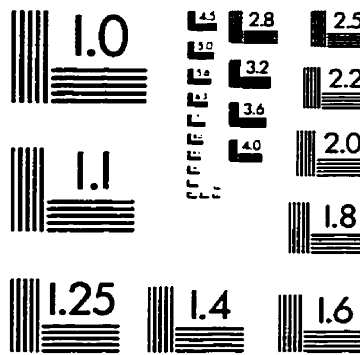
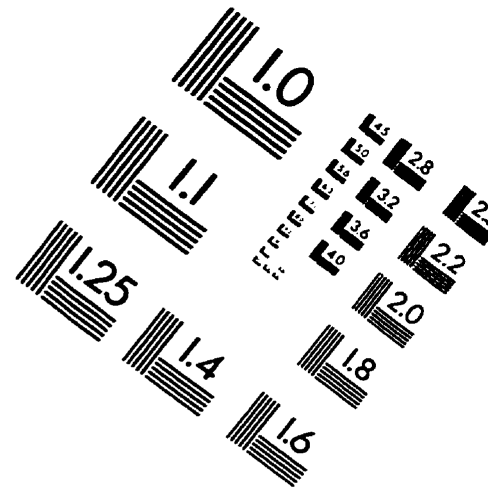
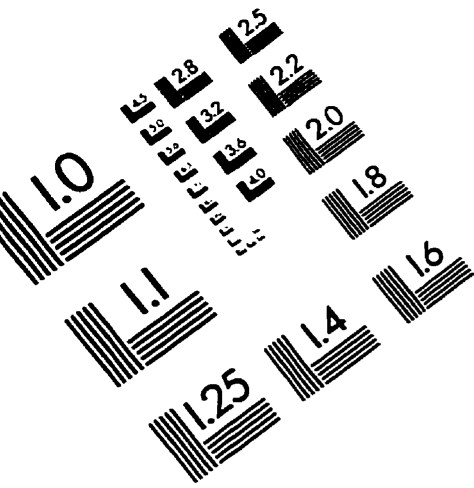
Bibliography

Arney, A. M. (1984). "FFG-7 Ship Motion and Airwake Trial (Pt. 1 and 2)". DOD/DSTO-TR-0093. Melbourne.

Newmann, Gerhard (1952). Über die komplexe Natur des Seeganges- Zweiten Teil- Das Anwaschen der Wellen unter dem Einfluss des Wind. *Deutsch Hydr. Zeit.* BAND 5. Bonn

Ouellet, Y (1973). "Analyse spectrale de la houle". *Cours GCI-60-333.* Université Laval. Québec.

IMAGE EVALUATION TEST TARGET (QA-3)



APPLIED IMAGE, Inc.
1653 East Main Street
Rochester, NY 14609 USA
Phone: 716/482-0300
Fax: 716/288-5989

© 1993, Applied Image, Inc.. All Rights Reserved